国防科技名词大典

航空

国防科技名词大典



内 容 提 要

《国防科技名词大典》是我国第一部集国防科技工业各领域专业名词术语于一体的大型专业工具书，包括综合、核能、航天、航空、船舶、兵器、电子等7卷。全书共收词20000余条，彩色图表6000余幅，近1200万字。它是为适应我国国防科技工业发展的需要，由政府组织、行业支持、专家参与的大型系统工程，是国内外国防科技名词术语的积累与总结，是广大专家学者集体智慧的结晶。

航空卷是其中一卷，主要收录航空行业的科技名词术语，并附有航空科技大事记。本卷共分12大类，收词3200余条，彩色图表近1000幅，约170万字，适合国防科技工业、军队有关单位和其他相关行业的科技、管理人员及院校师生使用。

图书在版编目（CIP）数据

国防科技名词大典．航空／栾恩杰总主编；张钟林分卷主编．—北京：航空工业出版社：兵器工业出版社：原子能出版社，2002．1

ISBN 7-80134-859-1

Ⅰ．国…　Ⅱ．①栾…②张…　Ⅲ．①国防—科学技术—名词术语—词典②航空工程—名词术语—词典
Ⅳ．TJ-61

中国版本图书馆CIP数据核字(2001)第030680号

责任编辑：王 玫　姚 立　封面设计：麦醒媛

航空工业出版社
兵器工业出版社　出版发行
原子能出版社

深圳利丰雅高印刷有限公司印刷　全国各地新华书店经售
2002年1月第1版　2002年1月第1次印刷
开本：889×1194 1/16　印张：38　字数：1725千字
印数：1-3000　定价：350.00元

ISBN 7-80134-859-1
V·090

《国防科技名词大典》

总编委会

《国防科技名词大典》
航空卷编委会

序

在21世纪到来之际，由国防科学技术工业委员会组织编撰的《国防科技名词大典》与读者见面了。

半个世纪以来，我国的国防科技工业经过数代科技工作者和广大职工的艰苦努力，不断发展壮大，为增强国防实力、建立现代工业和发展国民经济做出了重大的贡献。

21世纪将是中国人民创造辉煌时代的新时期。实施科教兴国战略，实现科技强国、科技强军的目标，我们任重道远。20世纪下半叶以来，科学技术突飞猛进，新概念、新成就、新技术、新方法层出不穷。在这种情况下，加强技术基础建设，为今后技术创新、学术和技术交流与合作创造更好的条件，是一项重要任务。组织专家对国防科技名词术语进行深入分析、研究，统一称谓，逐步实现通用名词术语标准化、规范化，是一项重要的基础性工作。《国防科技名词大典》的编撰和出版，正是适应了这种需要。这部辞书的编辑出版，为国防科技工业的持续发展和不断创新奠定了新的基础。

建国50多年来，我国国防科技工业系统出版了许多工具书，对提高科技水平、培养人才起到了重要作用。但是还没有一部比较完整的、包括所有相关领域的综合性辞书。现在出版的《国防科技名词大典》，具有权威性、系统性、实用性的特点，填补了这项空白。这部《国防科技名词大典》由7卷组成，分为综合卷和各专业卷，把综合性、通用性、基础性的词汇集中在综合卷，专业性较强的词汇则收录在各专业卷。在编撰过程中，既考虑到各专业相互之间的联系，减少重复，又保持了各卷的相对完整性。近年来，随着科学技术的发展，出现了大量的新词汇。本辞书收录了相当多的新词，经过专家们认真而严谨的斟酌、推敲，给这些新词以科学的命名和定义，使这部辞书具有了新颖性。国防科学技术工业委员会在短短两年的时间里，组织和聘请了3000多位包括两院院士在内的知名专家参与编撰工作，采取超常工作模式，出色地完成了这一浩繁工程。由于出版技术水平的提高，这部辞书一改“白纸黑

字”的传统印刷方式，采用电脑制作、彩色印刷，达到了以文为主、图文并茂的效果，做到了内容与形式的统一。我们有理由期望，这部《国防科技名词大典》的出版，对促进我国国防科技工业的迅速发展和科技水平的不断提高，将发挥重要的作用。

宋健

2001年12月16日

前 言

为了适应新世纪我国国防科技工业发展的需要，国防科学技术工业委员会在世纪之交，组织国内3000多位从事国防科技工作的专家学者，在短短两年时间内，编撰出版了这部《国防科技名词大典》（以下简称《大典》）。

这部《大典》是在对国防科技名词术语进行搜集、筛选、分析、研究的基础上编撰而成的，《大典》力求定义准确、概念清晰，具有标准化和规范化的功能。在编撰、审订过程中，《大典》总编委会按照“求新、求精、优质、高效”的原则，广泛动员国防科技工业系统的专家学者，精选词条，仔细推敲，严格把关。在编辑、出版过程中，各单位通过周密计划，精心组织，实施“过程跟踪，节点控制，里程碑考核”，完成了这部大型工具书的出版工作，其效率之高，在我国科技辞书的出版史上是不多见的。

《大典》是我国第一部集国防科技工业各领域专业名词术语于一体的大型专业工具书，具有权威性、系统性、实用性的特点。它的出版凝聚了我国国防科技工业众多专家学者的集体智慧，是国防科技工业技术基础工作的一项重要成果，必将推动我国国防科技工业在新世纪更快地发展。

这部《大典》共收词20000余条，彩色图表6000余幅，近1200万字，分为综合、核能、航天、航空、船舶、兵器、电子等7卷。综合卷主要包括国防科技综合性、通用性、基础性的词汇，同时附有全书的总索引；核能、航天、航空、船舶、兵器5个专业卷收录的主要是具有各行业特色的科技词汇；电子卷收录的主要是电子行业的基础性词汇，其他行业电子词汇则收录在相应专业卷中。各卷都附有相关的科技大事记。这部《大典》言简意赅、图文并茂、印装精美、用途广泛。

愿《大典》成为您工作中的良师益友。

刘积斌

2001年12月8日

凡　例

一、 编排

1．本书按国防科技门类分卷出版。全书共分为综合、核能、航天、航空、船舶、兵器和电子等7卷。其中综合卷包括国防科技综合性、通用性、基础性的词汇以及全书的总索引。

2．各卷按条目名称的拼音字母顺序排列。第一字同音时，按阴平、阳平、上声、去声的声调顺序排列；同音、同调时，按笔画多少和笔顺排列。第一字的音、调、笔画、笔顺均相同时，按第二字的音、调、笔画、笔顺排列，依此类推。

3．非汉字开头的条目，凡以拉丁字母开头的，排在汉语拼音相应字母的开头位置；以其他符号开头的，按习惯发音在汉语拼音中的相应位置排列。

4．为便于读者按知识体系检索，各卷正文之前均列有本卷全部条目的分类目录，其中加［ ］的表示分类名称。第一级表示大类，第二级表示小类，第三级表示条目。条目之间不再分级。例如：

［航空器］

［*航空器类型*］

飞机

战斗机

5．各卷中没有重复条目，即一个条目只有一个释文。为了保持各专业类的结构完整性，对共用条目，在分类目录的不同专业类中分别列出。例如“飞行事故”分别在“航空综合术语”和“飞行与飞行试验”中列出。少量名称相同、内容不完全相同的条目，则在同一个释文中分段给出解释。例如“装填系数”释文中有两段不同的解释。

6．各卷之间的条目尽量不重复。为了保持各卷的结构完整性，对共用条目，分别在不同卷的分类目录中列出，释文只在一卷中给出，其他卷参见该卷释文。例如“航空炸弹”，分别在航空卷、兵器卷分类目录中列出，释文在兵器卷给出，航空卷见兵器卷。少量名称相同、内容不完全相同的条目，则在不同卷中分别给出释文。例如“适航性”，在航空卷与船舶卷分别给出释文。

7．各卷科技大事记分为国内部分和国外部分，分别按时间顺序排列。

二、 条目名称

8．条目名称通常是词或词组，例如：“飞机”、“航空武器装备”。

9．条目名称上方加注汉语拼音，条目名称中的非汉字部分，在汉语拼音中直接写非汉字符号，条目名称中的标点符号在汉语拼音中省略。条目名称后附有条目外文名称。例如：

feiji sheji

飞机设计　aircraft design

三、 释文

10．条目释文力求使用规范的现代汉语，释文开始不重复条目名称，有别称时一般先写别称。

11．本书条目一般不设层次标题，较长的释文分段叙述。

12．一个条目的内容涉及其他条目并需要其他条目的释文加以补充，采用“参见”的方式，被“参见”的条目名称用楷体标出。例如：“空空导弹的气动外形配置，经常采用的有鸭式配置、正常式配置和旋转弹翼式配置（参见*导弹气动布局*）”。

13．仅设条目名称、没有释文的条目，采用“见”的方式查阅相应条目的释文。被“见”的条目在本卷的，在“见”的条目名称后用楷体注明被“见”的条目名称。例如：

feiji gongcheng sheji

飞机工程设计 aircraft engineering design 见飞机详细设计。

被“见”的条目在其他卷的，在“见”的条目名称后用宋体注明被“见”条目所在的卷名。例如：

hangkong zhadan

航空炸弹 aerial bomb 见兵器卷。

14．条目释文中出现外国人名、地名、组织机构和产品型号名称时，一般不附原文。

15．在每个条目释文之后，均注明了撰写、修订、审订人员的姓名。对于难以查找作者的引用条目，署名为代名，例如署名为“航科”者，其释文引自国防工业出版社1982年出版的《航空工业科技词典》第1版。

四、 图表

16．本书在条目释文中配有必要的图表，力求图文并茂，便于读者理解。

17．在同一条目中，若图（或表）为一幅时，不标图（或表）序，只标图（或表）题。若图（或表）超出一幅时，则分别编上序号，标在图（或表）题之前。

18．书中摄影作品已知作者的，署作者姓名，作者不详的，暂不署名。

五、 索引

19．各卷文前有分类目录，文后有条目外文索引。条目外文索引首先按拉丁字母顺序排列，以希腊文、俄文、罗马数字和阿拉伯数字开头的外文名称依次按顺序排列。

20．综合卷书后附有全书的总索引，按汉语拼音的字母顺序排列。名称相同的条目在不同卷中有不同释文时，分别标出其在各卷的页码。名称相同的条目只在一卷有释文时，只标出有释文的卷名和页码。

六、 参考文献

21．本书在条目后面不附参考文献，各卷在书后集中列出本卷所参阅的参考文献。

七、 其他

22．本书所用条目名称，以国家自然科学名词审定委员会公布的为准，未经审定和统一的，从习惯。

23．本书所用汉字，以国家语言文字工作委员会1986年10月重新发表的《简化字总表》为准。

24．本书所用的标点符号，以《中华人民共和国国家标准》GB/T 15834—1995为准。

25．本书所用数字，以《中华人民共和国国家标准》GB/T 15835—1995为准，但未进行数字分节。

26．本书所用的量和单位，以《中华人民共和国国家标准》GB 3100～3102—93为准。少数需要采用英制单位的，换算成法定计量单位，或给出与法定计量单位的换算关系，在括号中注明。个别的采用惯用工程名称和单位，如“质量”用其习惯称呼“重量”表示，“千克”用其同义语“公斤”表示，“千米”用其俗称“公里”表示。

目 录

分类目录

[飞行原理]

[综合术语]

[航空推进技术与动力装置]

[航空发动机试验与测试]

[飞行控制和显示系统]

[航空电子]

[综合术语]



A jian

A检 A check 以英文字母A标记的一种定期检查。最简单的定期检查，由一级维修机构实施。其主要工作内容是进行按最短的定期检查间隔期规定的预防性维修工作，包括润滑保养、使用检查、功能检测、定时拆修、定时报废等，以及排除检查中所发现的故障。定期检查是成套的预防性维修工作。用英文字母A、B、C和D来标记大小不同的成套飞机定期检查是各国民航界的惯例。以这些字母标记的飞机定期检查的间隔期以飞机的使用时数和/或起落次数、年月数来表示。有些预防性维修工作，其最佳工作间隔长于A检而短于C检的，可按A检间隔期的倍数进行，如按4倍A检间隔期进行。A检内的各项预防性维修工作也可按A检的间隔期分散进行，以缩短飞机因A检的停飞时间。

（撰写：王立群　审订：耿荣生）

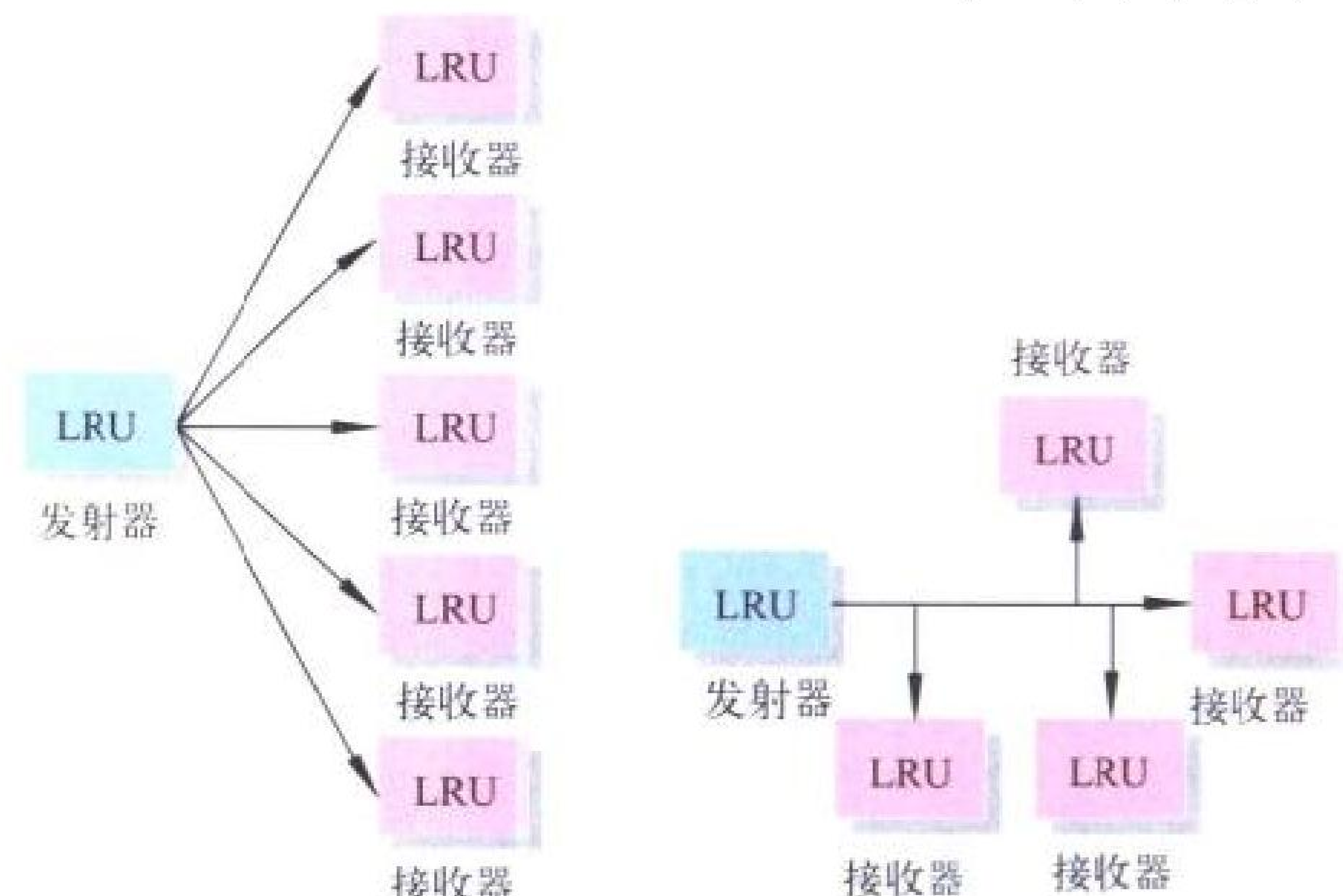
A/C moshi yingdaji

A/C 模式应答机 mode A/C transponder A/C模式二次监视雷达的机载配套设备。它能应答询问机发出的询问信号，A模式询问时，应答信号为飞机识别代码；C模式询问时，应答信号为高度编码信息；此外，还能主动发出特别代码表示危急事件。A/C模式应答机主要由刀形天线、收发信机组件、译码/编码组件和控制盒等组成，具有控制盒控制模式选择、飞机代码设置、高度数据的接通以及自动检测和监视应答机工作状态等功能。其工作原理为由天线接收到询问机发来的询问信号，经接收机放大、检波和信号处理后，送至译码/编码组件以确定该询问信号的有效性。如译码成功则按照所选的飞机代码或高度信息进行编码，形成应答码脉冲组加到发射机。在发射机的调制器中，将应答码脉冲组变成高压电平的应答脉冲，并键控发射机发射射频应答脉冲串，以回答地面询问机的询问，完成应答工作。

（撰写：薛文安　审订：周其焕）

ARINC 429 shuju zongxian

ARINC 429 数据总线 ARINC 429 data bus 一种一点到多点的单向广播传输数据总线。它定义了航空电子系统间数字数据交换规约（我国相对应的标准为HB 6096—86: SZ-01数字信息传输系统）。图中示出该总线的拓扑结构，其中外场可更换单元（LRU）被连接到星形或者线性总线上，每条总线仅有一个发射器和多到20个接收器，每台终端按需要可采用多根总线。总线电缆为78 Ω阻抗的双绞屏蔽电缆，总线物理长度为91 m，短截线长度为6.1 m。采用异步通信方式，数据信息由自身具有定时能力的双极性归零编码逻辑提供，以12.5～14 kHz和100 kHz两种速率进行传输。基本信息单元是32位构成的字，字由5部分组成：8位标志符（定义数据类型），2位源/目标标识符，19位数据，2位标志/状态，1位奇偶校验。在消息传输过程中，每个字之间，



(a) ARINC 429 总线星形拓扑　(b) ARINC 429 总线线性拓扑

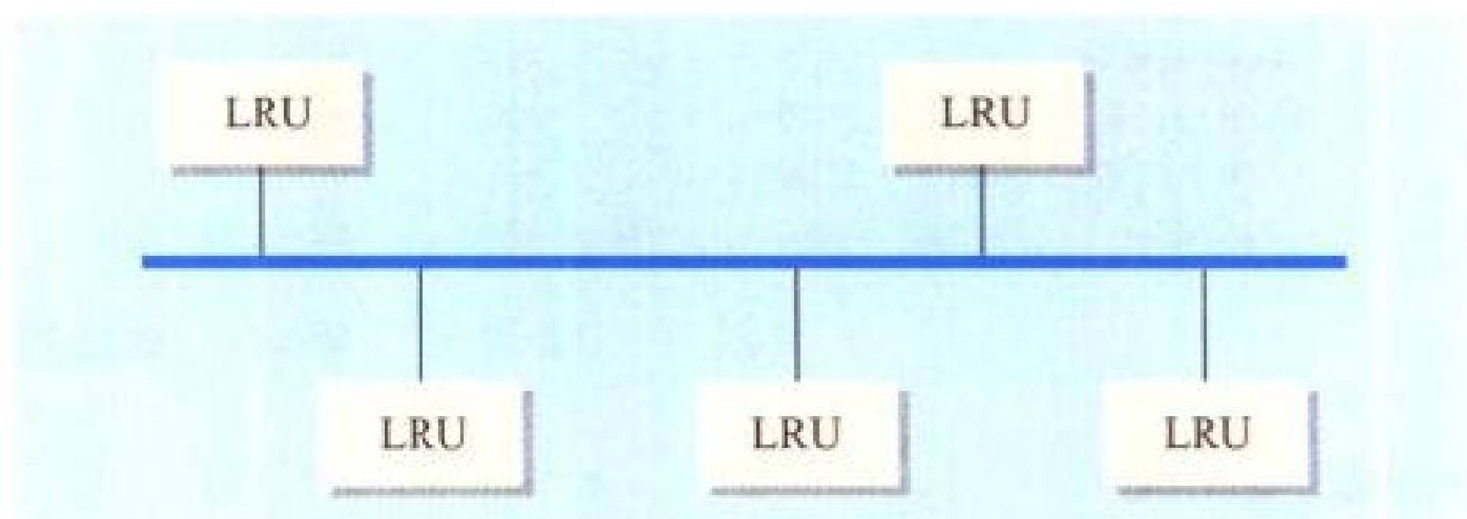
ARINC 429 数据总线拓扑

由信息源插入至少4个位时的时间间隔，用作字同步，接收端利用此间隔检出每个32位字中的第1位，与接收电路同步，对信息译码。429总线简单，无需总线控制器，可靠性和可维护性较好，被大型客机（如波音747、波音757、波音767、A300等）广泛采用。但随着民用飞机信息量的快速增长，其传输速率低、带宽有限，已不适用于复杂航空电子系统，需由如ARINC 629总线等取代。

（撰写：邱先佩　审订：陈若玉）

ARINC 629 shuju zongxian

ARINC 629 数据总线 ARINC 629 data bus 以线性拓扑结构表征的各子系统间以同等的优先级读取数据的双向传输的实时通信系统。629总线标准由ARINC公司编制，于1991年10月16日以"多发射器数据总线"颁布。该总线的主要特点：⑴终端间物理连接采用简单的线性拓扑结构，终端既可发送又可接收，已用629总线的航空电子系统典型结构如图所示。⑵不采用集中式控制，不需要设置总线控制器，总线系统的控制权分布在所有参与传输的终端上。每台终端自主决定数据的发送，629总线最多可连接120台终端。⑶采用载波检测/多路存取—防撞（CS/MA-CA）通信协议、多终端独立工作。⑷定义了3种字：系统状态/字计数



ARINC 629 总线拓扑结构

字、功能状态字和参数有效字。由这些字构成字串、字块和文件传输。传输速率达2 Mbps，是1553B的2倍。⑸传输介质可以是电缆或光缆，可采用电流型或电压型耦合方式，使用电流型耦合方式时，传输的码型也为曼彻斯特Ⅱ型双相电平码。介质的物理长度可达100 m，短截线长度达40 m。

ARINC 629 标准规定了两种互不兼容的协议——基本型协议 BP 和联合型协议 CP。它们都具有两种数据传输方式，即广播方式和直接方式。直接方式是点到点传输，有明确的发送终端和接收终端。BP 规约中系统的每个终端以相等的优先级及存取机会进行周期数据及非周期数据的传输，是靠每台终端中设置的 3 个定时器——发送间隔定时器 (TI)、同步间隔定时器 (SG)、终端间隔定时器 (TG) 巧妙地解决有序传送总线消息问题，并设有消息碰撞后的恢复机制。CP 是 BP 的改进，它能将周期消息及非周期消息通过一定的安排而联合运行。

（撰写：邱先佩　审订：陈若玉）

ATR jixiang

ATR 机箱　ARINC ATR racking system　美国航空无线电公司（ARINC）“航空电子工程委员会（AEEC）”制定的 ARINC 404 规范《运输机设备机箱和安装架》所确定的民用飞机航空电子设备机箱壳体、机架、冷却空气和连接器的标准机箱。1940 年，ARINC 为航空电子外场可更换单元 (LRU) 安装所确定的 ATR 机箱系统成为美国民用飞机电子设备的标准机箱系统，后来，美国空军及陆海军也采用此标准。1956 年，ARINC 出版了 ARINC 404 规范，1974 年，修订为 ARINC 404A 规范。“ATR”原系“运输机设备机箱 (Air Transport Racking)”的缩略语，后 AEEC 对“ATR”的含义作了更正而指定为 Austin Trumbull Radio (奥斯汀·特鲁布尔无线电) 的缩略语，用以纪念这个概念的创始人。ATR 机箱标准为任何一种 LRU 描绘了在尺寸及外形上的共同语言。这项标准确保了由不同供应商所制造的同一功能的“黑盒子”可以互换替代。标准化外形及安装 (包括冷却空气及连接器等在内) 所带来的互换性给飞机营运及维修带来了巨大的好处。ATR 机箱标准已为世界各国所接受，我国也已有相应的标准。1977 年 7 月 AEEC 出版的 ARINC 600 规范《运输机航空电子设备接口(Air Transport Avionics Equipment Interfaces)》确定了 MCU 机箱标准，它是 ATR 机箱的进一步发展，1 个 ATR 宽度等于 8 个 MCU 宽度，余类推。

标准 ATR 机箱尺寸

ATR 的大小	宽度		长度		高度	
	in	mm	in	mm	in	mm
矮	2.25	57.15	12.62	320.5	3.38	85.5
1/4ATR 短机箱	2.25	57.15	12.62	320.5	7.62	193.5
1/4ATR 长机箱	2.25	57.15	19.62	498.3	7.62	193.5
3/8ATR 短机箱	3.56	90.41	12.62	320.5	7.62	193.5
3/8ATR 长机箱	3.56	90.41	19.62	498.3	7.62	193.5
1/2ATR 短机箱	4.88	123.95	12.62	320.5	7.62	193.5
1/2ATR 长机箱	4.88	123.95	19.62	498.3	7.62	193.5
3/4ATR 短机箱	7.50	190.50	12.62	320.5	7.62	193.5
3/4ATR 长机箱	7.50	190.50	19.62	498.3	7.62	193.5
1ATR 短机箱	10.12	257.05	12.62	320.5	7.62	193.5
1ATR 长机箱	10.12	257.05	19.62	498.3	7.62	193.5
3/2ATR	15.38	390.65	19.62	498.3	7.62	193.5

（撰写：陆润生　审订：金德琨）

anquan gaodu

安全高度　safe altitude　在飞行中不能看见地面的情况下，保证飞机不致和地面障碍物相撞的最低飞行高度。按照规定范围内的地面障碍物高度，加上一定的安全余度来确定。

（撰写：管　德）

anquan he jiechu baoxian jigou

安全和解除保险机构　safety and arming device　又称保险执行机构。用来保证导弹在勤务处理、发射过程和安全距离内的安全，并在给定条件下按一定程序解除保险，使引信引爆战斗部的装置。

保险机构处于安全状态，称之为保险。在解除保险以前，即使引信误动作，也不会起爆，实现自身的保险和对战斗部的保险。

保险机构由安全状态转换成待爆状态的过程，称之为解除保险。根据导弹的作战要求，保险机构可分为在主动段内解除保险，在主动段末端解除保险和在被动段解除保险。解除保险需要启动信号，激发保险件解锁；还需要工作能源，驱动保险机构完成预定的动作。启动信号可从导弹发射的环境条件中取得，也可预先装定或由外部指令给出。工作能源一般优先利用环境能源，也可利用引信自带的能源或导弹系统中的其他能源。保险机构解除保险后，传爆系列沟通，点火线路接通，电雷管的短路状态终止，进入待爆状态。

导弹脱离发射装置一定距离后完成解除保险，称之为远距离解除保险。这个距离必须大于战斗部的最大杀伤半径，而小于导弹的最小攻击距离或安全距离。空空导弹的最小安全距离约为 150 m。导弹发射后，引信需有一个安全距离，可以防止因干扰引起早炸，以保证载机安全。常采用的原理和工作方式有钟表定时、火药或化学定时、热力或燃气动力定时、运动感应或电子定时，以及遥控指令等。当导弹发射或投放出现异常、运动过载太小或太大、作用时间太短等，保险机构不能解除保险而处于瞎火保险状态，称之为故障保险，又称失效保险或瞎火保险。

（撰写：刘鸿泉　审订：王祖典）

anquan shouming sheji

安全寿命设计　safety life design　又称无裂纹寿命设计。使设计的承力结构任何部分在使用寿命期内不出现疲劳破坏 (即不出现宏观可测裂纹) 的一种设计概念。由于实际构件疲劳寿命的分散度较大，为了保证在使用寿命期间安全可靠地工作，在安全寿命设计中，必须由构件的最差疲劳强度来确定寿命。在航空工程设计中，对于重要构件，一般取置信度为 95%、存活率为 99.9% 的寿命为使用寿命。即有 95% 的把握说，在同一批 1000 个构件中，使用一定时间 (循环) 后，如果发现其中一个出现宏观可测裂纹，则认为该批构件全部达到了疲劳破坏。这个使用时间 (循环) 便定义为使用寿命。

安全寿命设计所涉及的主要内容为：结构材料和工艺选择，疲劳载荷谱编制和测定，疲劳应力谱计算，结构细节抗疲劳设计 (参见结构细节设计)，结构疲劳寿命计算，元件、结构及全机疲劳试验，定期检查和修理大纲的制定。

安全寿命设计原则比较保守，由于实际结构疲劳特性及载荷的分散性很大，疲劳寿命精确计算及正确模拟试验环境都很困难。因此，需要采用较大的寿命分散系数。同时，安全寿命设计原则无法预计在飞行器生产、使用、维护中产生的意外损伤。但安全寿命设计仍有现实意义。例如用于飞行器不易检修的内部结构或不易采取破损安全措施的部位，或用于在紧张战备中不宜经常检修的军用飞机。安全寿命设计原则是 20 世纪 50 年代欧洲各国的飞机设计原则，中国现行的飞机结构强度规范，仍采用安全寿命设计与损伤容限设计相结合，以提高结构的可靠性和安全性。

（撰写：郦正能　审订：何君毅）

anquan tanshe baoxian xianshi xitong

安全弹射包线显示系统 safe ejection envelope display system (SENDS) 又称最小安全弹射高度警告器。在飞机应急情况下向乘员提供有关正确弹射时机的信息，保证乘员及时弹射的指示系统。弹射救生性能包线一般低于飞机飞行性能包线，乘员往往因判断错误等原因延误弹射时机，造成安全弹射救生性能包线外弹射，使弹射失败。给乘员提供飞机应急情况下救生能力的连续指示并指示正确的弹射时机，可避免在救生性能包线外弹射，提高弹射救生成功率。1974 年美国开始研制这种系统，主要由机载传感器、机载电子计算机、显示器（告警器）等构成。飞机应急时，机载传感器感受飞机动态状况，并把数据（飞行速度、姿态等）输给机载电子计算机，计算救生能力（最小安全弹射高度），将计算结果与飞机当时所处高度比较，发出剩余时间信号（显示器显示，无剩余时间时则发出告警信号）。只要未出现告警信号，乘员尽可放心地操纵飞机，进行排故，一但出现告警信号，乘员应立即弹射。

（撰写：徐正忠　高闻天　审订：袁修干）

anquan xishu

安全系数 safety factor 设计载荷与限制载荷之比值。考虑在实际使用中材料和设计中的不确定因素而规定的设计系数。

从 20 世纪 30 年代起，各国强度规范对一般情况的安全系数定为 1.5，而对需要减小或增大安全系数的特殊情况一般另行规定具体数值。在制定安全系数时考虑了：(1) 在使用载荷的作用卸去后不遗留有害的残余变形；(2) 振动、颤振等刚度要求；(3) 疲劳寿命；(4) 腐蚀、老化等余度；(5) 超载使用；(6) 偶而超过规定的操纵；(7) 材料、加工等缺陷；(8) 复杂载荷、环境以及应力分析方面难以精确确定。

从飞机可靠性分析的观点，同一个安全系数用于不同部位和不同的载荷情况是不合理的。随着载荷谱、疲劳、气动弹性、颤振、动力响应、气动加热等研究的不断完善，在安全系数中对这些因素可以不作重点考虑，使安全系数有可能适当减小。美国规定对于一次使用的火箭和导弹飞行情况的安全系数取 1.25。　（撰写：航　科　审订：何君毅）

anquan yudu

安全裕度 margin of safety 剩余强度系数的另一种表示方法。定义为

$$\text{M. S.}=\frac{\text{结构或构件的破坏应力}}{\text{结构或构件的设计应力}}-1$$

一般要求安全裕度等于零或略大于零。

（撰写：魏曾勉　审订：何君毅）

anzhuang chaixie fenjie zuzhuang shebei

安装、拆卸、分解、组装设备 equipment for installation, removal, disassembly and assembly 用于安装、拆卸、分解、组装航空装备各组成部分的各项设备的统称。主要包括：各种通用和专用拆卸工具；梯子、梯架；飞机部件、发动机和机载设备等的托架和拆装辅助设备；工作台；千斤顶和举重设备；装运小车和货物装卸运输设备等。

（撰写：侯志刚　审订：王立群）

anzhuang haoyoulü

安装耗油率 installed specific fuel consumption 单位时间安装在飞机上的发动机消耗的燃油量与安装推力之比。安装耗油率更能代表发动机安装到飞机上之后的性能，在飞机性能计算中应使用发动机安装耗油率。

（撰写：陈大光　审订：陈　光）

anzhuang tuili

安装推力 installed thrust 又称可用推力 (thrust available)。发动机安装在飞机上，与进气道、尾喷管构成推进系统后，推进系统的推力。它是飞机性能计算时使用的推力。安装推力等于发动机推力减去安装损失。

（撰写：陈大光　审订：陈　光）

anshijue

暗视觉 scotopic vision, night vision 又称杆体视觉。人眼在暗光下的视物能力。在夜间主要是通过对比发现目标物，而对比度可因雾、烟、风挡或防护镜上的脏物或擦痕而降低。另外，缺氧、疲劳、吸烟会降低夜间视力。血液中维生素 A 含量不足或患有视网膜疾病会发生夜盲，飞行员夜航期间应补充维生素 A。人眼在低照度下有中心暗点，夜间观察或搜索目标时应偏离视线 10° ~ 15° 注视目标，以获得最有效的夜间视力。人眼对红光不敏感，使用红光照明、戴红色滤光镜可保护夜间视力。（撰写：高世宏　审订：袁修干）



B jian

B 检 B check 以英文字母B标记的定期检查。其复杂程度介于A检和C检之间。B检早期曾由各国民航界采用，但现在一般已不采用，而以几倍A检来代替，这样在管理上比较灵活。 （撰写：王立群 审订：耿荣生）

babiao

靶标 target 又称拖靶。空中打靶用的目标。通常都由飞机拖曳飞行。为模拟敌目标，靶标通常都配有模拟敌机信号的设备，如红外辐射器、角反射器等。

（撰写：赵群力 审订：顾诵芬）

badan

靶弹 target missile 带有火箭发动机用以模拟飞行目标供导弹试验用的靶标。靶弹由飞行控制系统、发动机及模拟目标特征的装置等组成。靶弹通过程序控制或遥控作平飞或机动飞行。角反射器或回波增强器模拟目标的无线电反射能量。红外增强器模拟目标的红外辐射能量，并作为地面测量设备的光源，以帮助飞行员、指挥及观测人员发现目标。

空空导弹用的靶弹可与试验弹在同一架飞机或分别在两架飞机上发射。靶弹也可以在地面发射。

与其他靶标相比，靶弹的速度、高度、机动性更接近导弹所要攻击的真实目标；多由导弹或火箭弹改装而成，生产周期短，使用维护方便，造价低廉；但其飞行时间有限，也不能考核导弹杀伤效果。 （撰写：张文洲 审订：郑志伟）

baji

靶机 target drone 用于模拟某种飞行器，供打靶用的无人机。为了尽可能准确地模拟目标的各种性能，机上通常装有有源回波增强器、角反射器、红外辐射器等，有时还装有电子、声学、光学等干扰设备，用以模拟敌机的干扰。此外，靶机通常还装有用于评估打靶精度的设备和靶机回收用设备，以便回收没有被击中的靶机。

（撰写：赵群力 审订：任源博）



中国的长空一号靶机

baiduche

摆渡车 ferry bus 往返于客机与候机室登机口或出港（站）口之间的大轿车。用于停靠的客机离候机室登机口或出港口较远的场合，运送旅客登机或出港。摆渡车因乘车的时间较短和为了增大载客量，往往车内坐位较少，并且车厢底较低，以便旅客登乘。 （撰写：王立群 审订：陈志伟）

baizhenjiao

摆振铰 lead-lag hinge, lag hinge, drag hinge 又称垂直铰或垂直活动关节。铰接式旋翼桨毂用来实现桨叶在旋转平面内作摆振运动的铰（参见旋翼桨毂）。当旋翼旋转时，桨叶因挥舞运动而在旋转平面内产生较大的交变哥氏力矩，设置摆振铰能使该处的力矩降为零，降低了桨叶根部的交变载荷，从而改善了桨叶在旋转平面内受力状况。

摆振铰一般由钢制轴承、销子、耳座和密封件等组成。使用钢制轴承结构存在的问题和采用新型弹性轴承结构的优越性与变距铰相同（参见铰接式桨毂）。

（撰写：郭士龙 修订：温清澄 审订：杨惠琴）

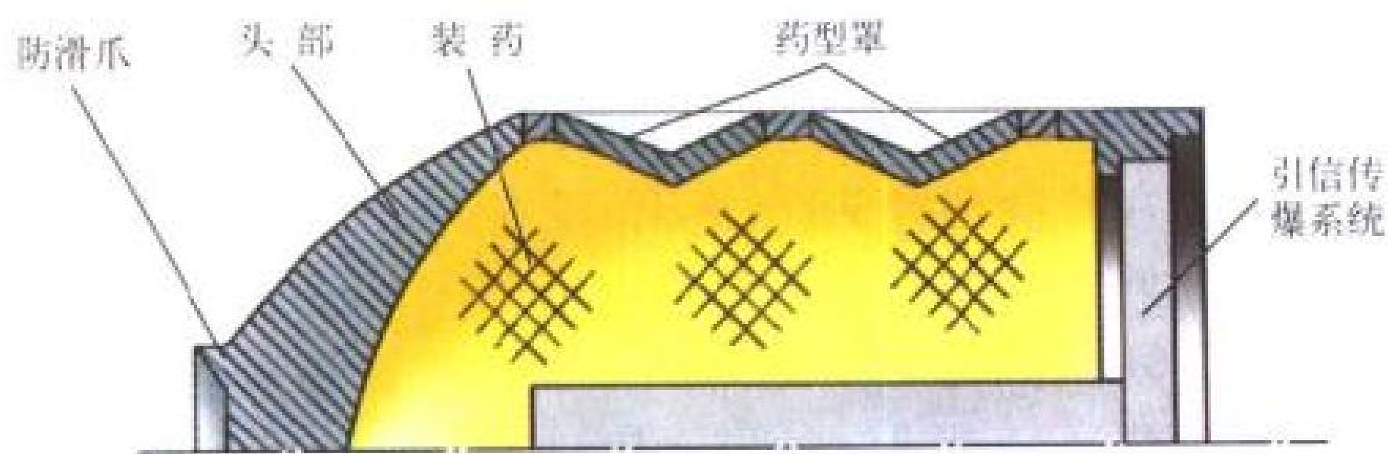
banqiao lilun

板壳理论 theory of plates and shells 属固体力学范畴，研究板、壳在外载作用下应力（内力、内力矩）与变形的分布以及稳定性和动力等问题的学科。当一个固体在二维方向的尺寸远大于第三维（厚度）方向时，若所有厚度中点构成的中面是平面则称其为板；中面为曲面者称壳。板壳按结构尺寸分为薄板、薄壳与厚板、厚壳两类，但它们并未有严格的分界线。公认当板的厚度（h）与最小跨度（c）之比$h/c \leqslant 1/5$为薄板，否则为厚板；当壳体厚度与中面曲率半径（R）之比$h/R \leqslant 1/20$称薄壳，否则为厚壳。板壳理论一个关键是通过假设将一个三维问题简化成二维问题。对薄板、壳最基本的是直法线（基尔霍夫—乐甫）假设，即变形前垂直于中面的法线变形后仍为直线且垂直于变形后的中面，再附加其他假设建立了薄板壳力学模型。对厚壳最基本的假设是直线假设，即变形前垂直于中面的法线变形后仍为直线但不一定垂直于变形后的中面。厚板壳理论考虑了横向剪切应变的效应而薄板壳理论忽略了它。板壳理论也存在几何与材料非线性，由于一个方向很薄因而变形可能很大，几何非线性更显突出。当前求解板壳问题多采用数值方法（尤其是有限元法）。在航空结构中薄壁结构很多，因而板壳理论用途很广。

（撰写：何君毅 审订：张躬行）

banchuanjia zhandoubu

半穿甲战斗部 semi-armor piercing warhead 装有延时起爆引信，依靠本身壳体强度和动能穿过目标外壳兼有爆破杀伤作用的战斗部。主要由壳体、炸药、延迟引信及传爆系统等构成（见图）。由于爆炸相当于在密闭容器中进行，从而大大提高了战斗部的破坏效果。在质量相同的条件下，半穿甲战斗部与其他类型战斗部相比，壳体厚，炸药装填系数小，主要用以打击中、小型水面舰船。

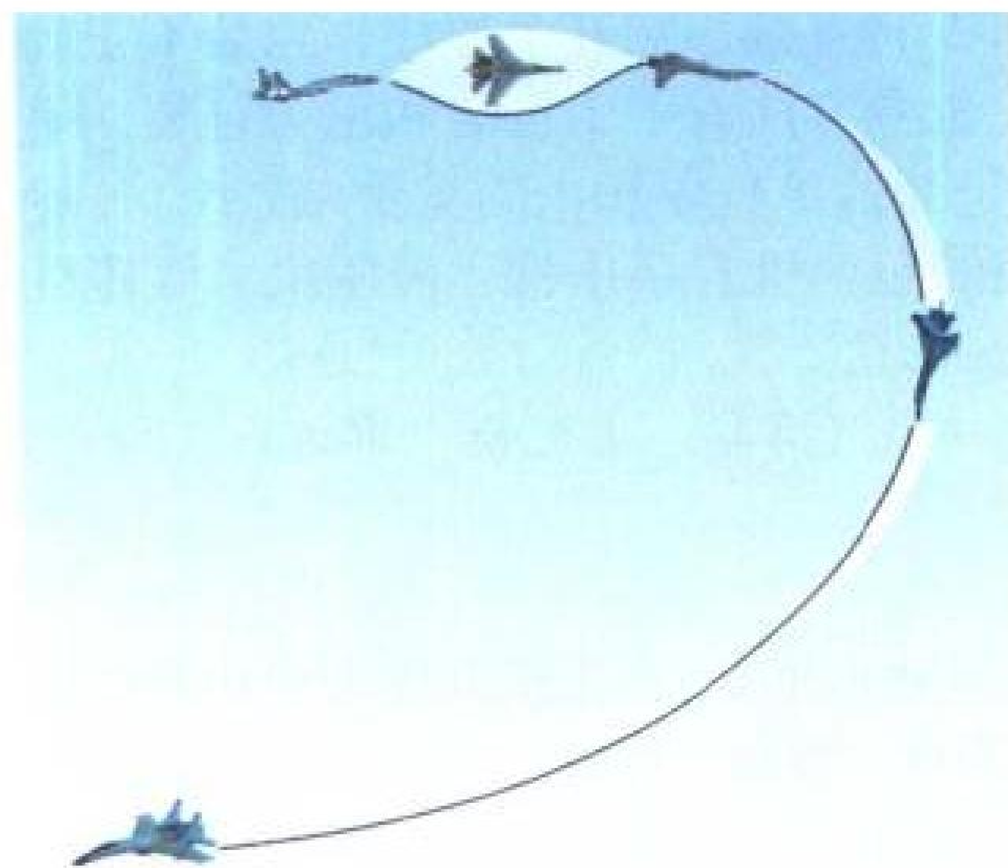


半穿甲战斗部示意图

（撰写：苏国安　审订：王祖典）

bangun daozhuan

半滚倒转　half-roll, split-S　又称下滑倒转。飞机绕纵轴滚转180°后，在铅垂面内绕横轴改变180°方向的飞行。半滚倒转（如图所示）是横滚前半段与筋斗后半段组合而成的特技飞行。飞行员先压杆、蹬舵，使飞机滚转180°成倒飞状态（可以根据天地线与飞机座舱的相对位置确定飞机是否滚转180°，滚转太多或太少都要修正），然后拉杆作筋斗后半段的飞行，改变180°方向。进入半滚倒转的速度不能太大，高度不能低于规定值，飞机半滚后拉杆造成的过载不能太小，如果不注意这些因素，在半滚倒转后半段是无法纠正这些错误的，可能形成不安全因素。各机种都根据飞机性能和机场标高等条件规定其极限值。半滚倒转在空战中是常用的特技飞行之一。它可以迅速下降高度、增加速度并改变180°飞行方向。



半滚倒转

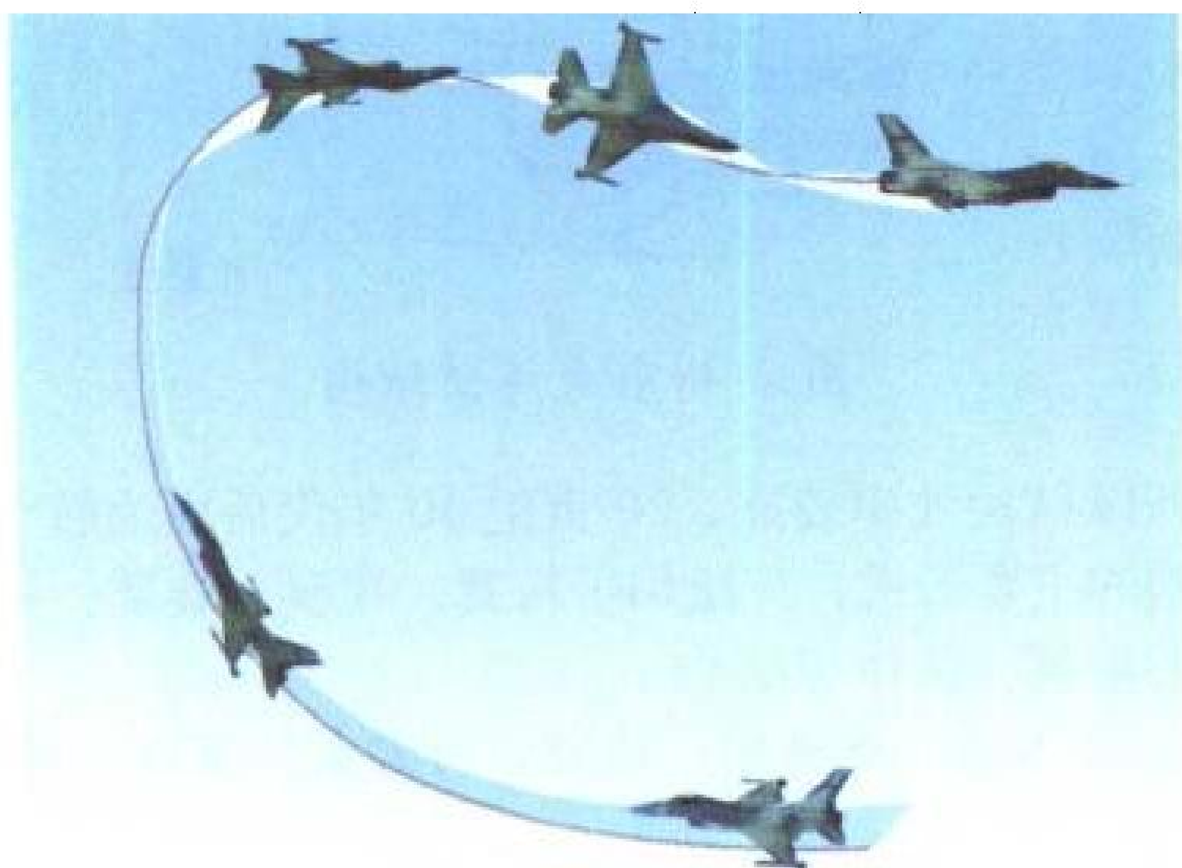
（撰写：蒋德秋　修订：李玉璞　审订：李志强）

banjiaojieshi xuanyi

半铰接式旋翼　semi-articulated rotor, semi-rigid rotor　又称半固接式旋翼或半刚性旋翼。见旋翼。

banjindou fanzhuan

半筋斗翻转　half loop　又称殷麦曼飞行。飞机先完成筋斗前半段飞行后，在顶点再绕飞机纵轴滚转180°的飞行。半筋斗翻转（如图所示）是筋斗前半段和横滚后半段组合而成的特技飞行。半筋斗翻转前半段与筋斗操纵方法基本一致，只是拉杆量比筋斗多，过载比筋斗大，以增加向心力，保证半筋斗翻转顶点有足够速度作翻转动作。飞机接近顶点时是倒飞状态，飞行员应停止拉杆，并向前推一些杆，使飞机停止向下运动，接着压杆、蹬舵使飞机滚转180°成正飞状态。半筋斗翻转可以在短时向内迅速上升高度，并能改变180°方向。各机种进入半筋斗翻转的速度、高度、过载和推力都有规定和限制，以保证半筋斗翻转顶点速度不小于规定值，防止飞机进入失速和尾旋。如果半筋斗翻转顶点速度小，不能翻转180°时，这时要继续拉杆、收油门改作筋斗飞行。



半筋斗翻转

（撰写：蒋德秋　修订：李玉璞　审订：李志强）

banmo shiyan

半模试验　half-model test　对于有纵向对称面的飞行器，当绕流对称时，取模型的一半（半模型）装在作为反射面的平板上所做的风洞试验。作为反射面的平板可以是试验段的洞壁，也可以是一块专门设计的纵向平板，通常称为反射平板。半模型试验具有模型大、雷诺数高（在相同的风洞试验段尺寸下）、模型加工量小、无支架干扰以及模型接近洞壁有利于测压管路的敷设、有利于特种试验装置的安装等优点。半模试验亦有其严重的缺点，如受壁面边界层严重干扰，模型与壁面之间的缝隙对试验数据也有影响。此外，它不能用于做绕流不对称的试验，如横侧试验。因此，半模试验多用于测量相对量（如测外挂物干扰、喷流干扰等）或做受洞壁边界层影响较小的试验（如操纵面的铰链力矩、颤振、抖振等）。常用的半模型试验方法有反射平板法、垫块法、垫块加垂尾反射平板（或映象垂尾）组合法、抽吸边界层法、吹除边界层法以及涡流发生器法。这些方法是采用不同的措施来减小壁面边界层对半模型试验的影响，可以根据不同的试验内容与要求来选取。（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

banyingqiaoshi jiegou

半硬壳式结构　semimonocoque structure　以桁梁或桁条和蒙皮作为纵向主要受力构件的机体结构。半硬壳式结构又可分为桁梁式和桁条式两大类。

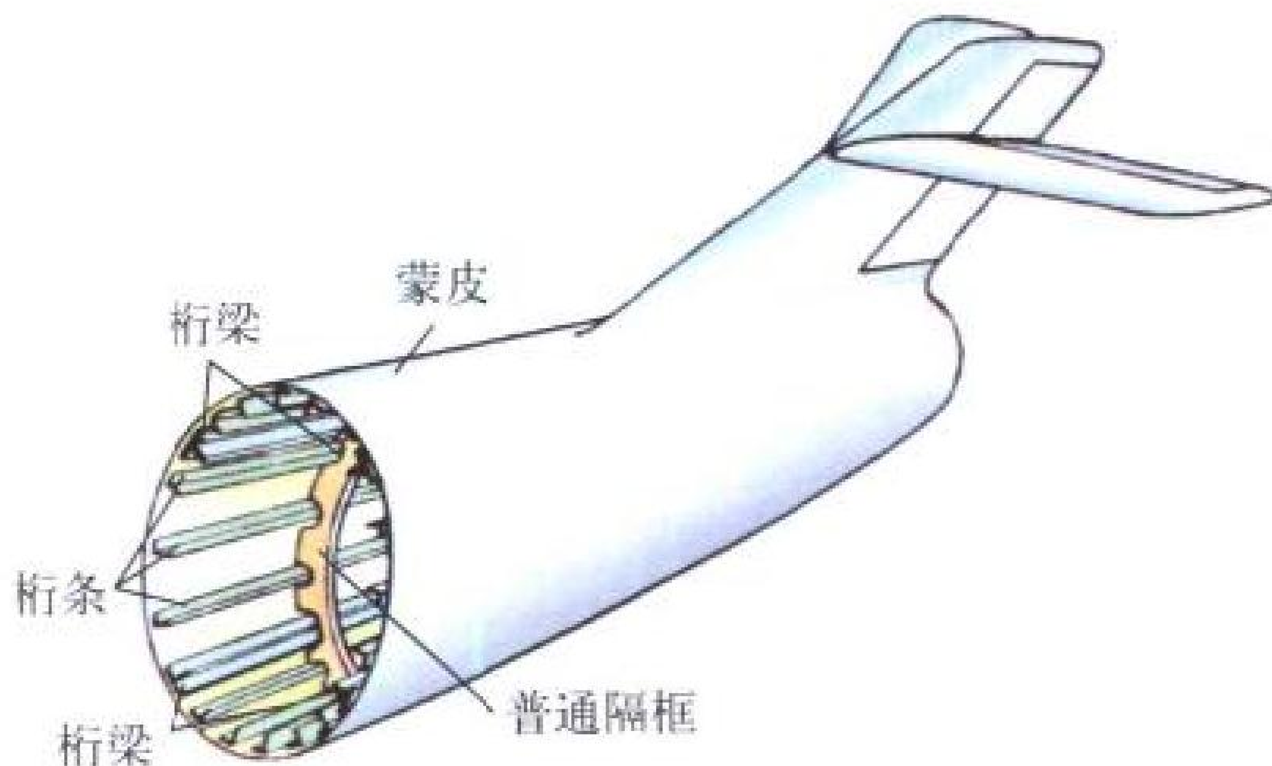


图1　桁梁式机身

桁梁式结构是以强的桁梁作为纵向主要受力构件的机身结构（见图1）。一般布置4根剖面尺寸大的桁梁来承受大部分纵向弯矩引起的轴向力。该类结构桁条细弱，甚至不连续，蒙皮也较薄，它们只能承受部分纵向载荷引起的轴向力。剪力和扭矩由蒙皮来承受。桁梁式结构的特点是便于在桁梁之间开较大的舱口，而开孔补强增重较少。一般用于开口较多的军用机前机身。

桁条式结构是以桁条和蒙皮组成的加筋板作为纵向主要受力构件的机身结构（见图2）。它类同于单块式结构。该类

结构没有强的桁梁，但蒙皮较厚，桁条较强，它们承受了纵向弯矩引起的全部轴向力。剪力和扭矩仍由蒙皮来承受。桁

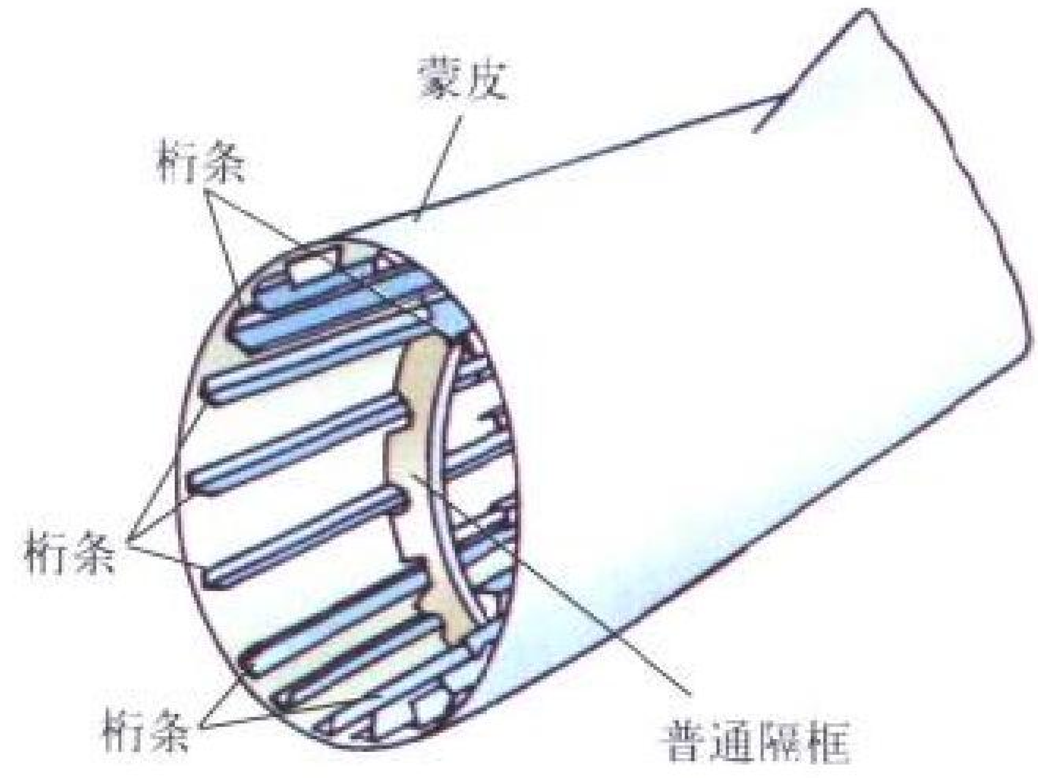


图 2 桁条式机身

条式结构的主要特点是明显提高了机身的扭转刚度和蒙皮的局部刚度，能较好保持所要求的空气动力外形，生存力较强，但由于缺少粗大的桁梁，不宜开较大舱口，开口部位增重较多，一般用于开口不多的中、后机身结构。

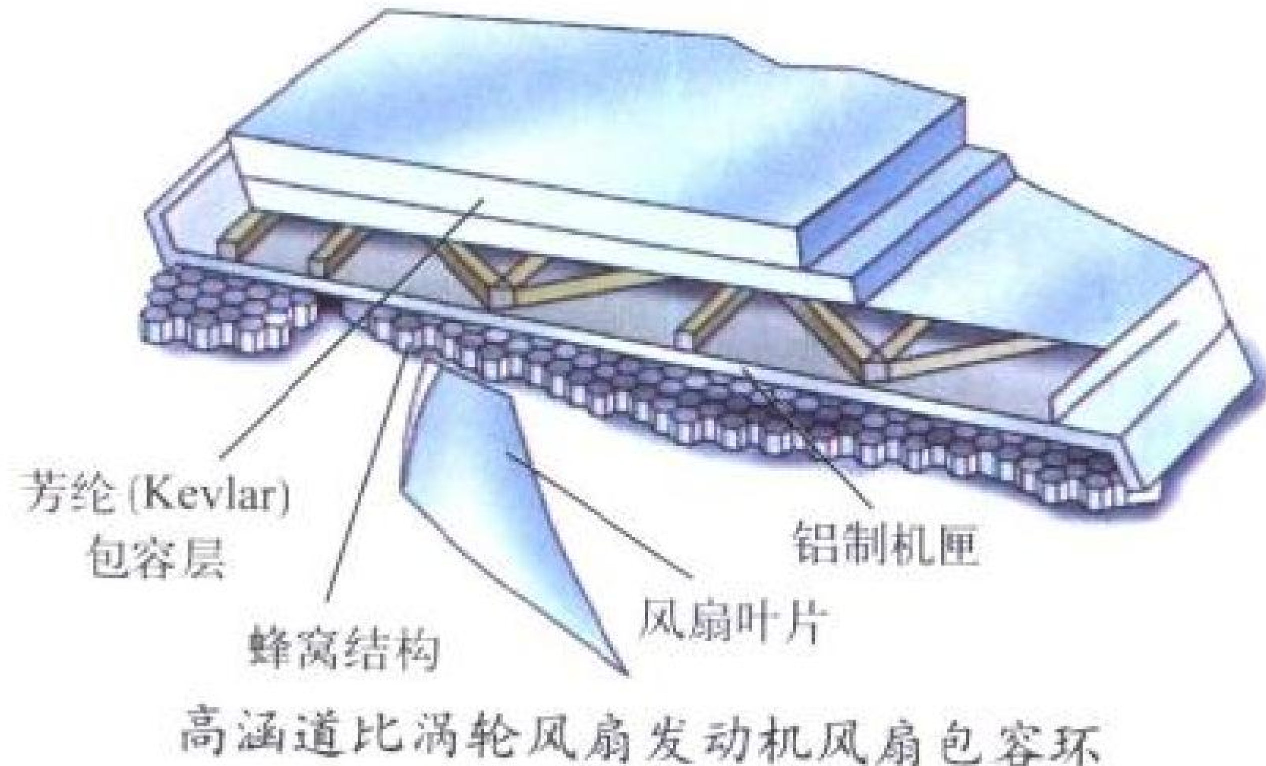
（撰写：章怡宁 钟腾育 审订：何君毅）

banfei

伴飞 chase flying 为保证对空中试验飞机的适时观察、提醒和监控等目的，而指派一架飞机进行空中编队或跟踪的飞行。 （撰写：周建新 修订：陈增江 审订：李志强）

baoronghuan

包容环 containment ring, containment device 又称包容装置。航空燃气涡轮发动机中，防止折断的转子叶片断片穿透机匣的装置。在高涵道比涡轮风扇发动机中，则专指围绕风扇转子的环形机匣，这是因为风扇叶片长而重，叶片由根部折断后其断片在离心力作用下甩出时能量特别大，如果断片击穿机匣甩到外面，会使飞机遭到严重破坏，因而必须使围绕它的机匣具有足够的包容能力，能将在最大工作转速下从叶根折断的风扇断片包容在发动机内部。民用发动机在取得适航证的过程中，必须在适航代表的参与下，在整台发动机上进行包容能力的考核试验。试验时，当发动机转速达到最大后，通过引爆埋在叶片根部的爆炸螺栓使叶片从根部折



高涵道比涡轮风扇发动机风扇包容环

断，以便检查其包容能力。只有在断片被包容在发动机内部、未引起发动机失火且能人为地使发动机停车时，包容考核试验才算通过。在一般的发动机中，不专设包容环，只要机匣具有适当厚度或用韧性好的合金钢做成带加强肋的环形机匣即可。目前，在新型的高涵道比涡轮风扇发动机中，已广泛采用在薄的铝制环形机匣上用芳纶(Kevlar)复合材料条带缠绕几十圈，再覆以环氧树脂形成外壳的结构(见图)。

（撰写：陈光 李志广 审订：陈大光）

baorongxing

包容性 containment 在最高允许转速下，风扇、压气机或涡轮叶片在叶身与榫头转接部位断裂时，发动机包容断片的能力。此外，发动机还应包容由单个叶片破坏所打掉的全部零件，以防止碎片飞出机匣而造成灾难性事故。

包容性要通过全尺寸的发动机试验或转子组件在试验器内的旋转试验来验证。 （撰写：刘大响 审订：夏光义）

baosan

包伞 packing 将降落伞各部件按规定顺序连接、整理折叠、装入伞包(或伞箱、伞舱)及封锁的全部过程。一般包括套伞衣套、穿伞绳、叠放伞衣(含伞绳)、包装引导伞、整理封包、铅封锁针等步骤，随降落伞型别及构成不同有所增减。包装正确与否将直接影响开伞程序，包装不正确可能造成不能开伞。包伞方法有手工包装和压力包装。手工包装的包装密度(包装后单位体积内的重量)较小，一般约 0.35 kg/L。常用的包伞机有手压机、液压机、气压机(包装密度可达 0.5 kg/L)。

（撰写：王文焕 审订：袁修干）

baobi jiegou

薄壁结构 thin-walled structure 由纵横加筋构件和薄板件组成的结构。板件有蒙皮、腹板、隔板、地板等；加筋构件有桁条和梁、肋、框的缘条等。板件与加筋件的连接方式有

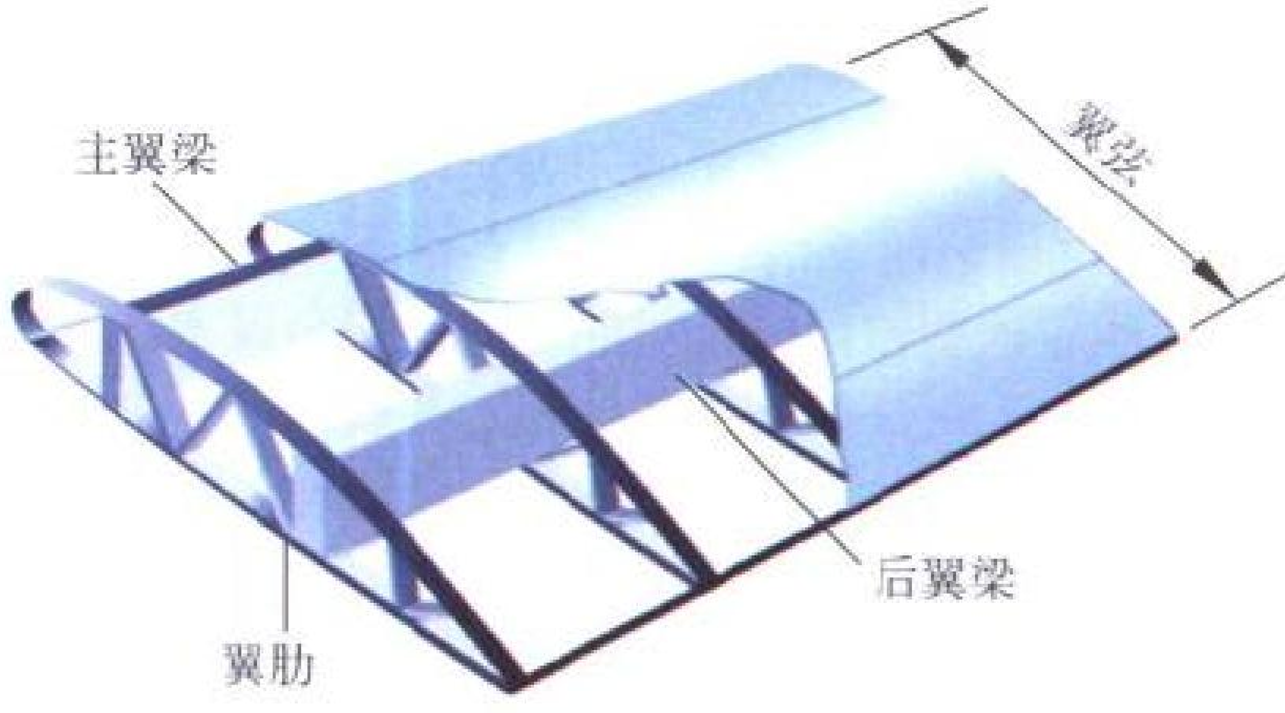


图 1 梁式薄壁结构

铆接、焊接、胶接或混合连接等方式。由厚板加工制成的整体加筋板也属于薄壁结构。金属蒙皮与桁条组成的加筋板既有足够局部弯曲刚度以保持飞行器气动外形，又能参与总体

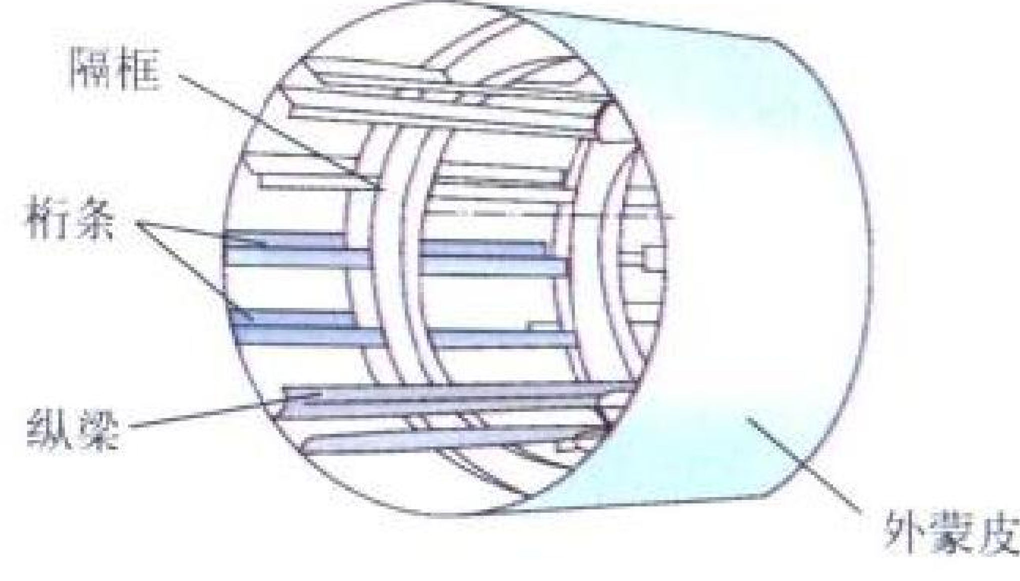


图 2 桁条式薄壁结构

承力，所以结构效率较高，20 世纪 30 年代后成为航空、航天器结构的主要形式，广泛用于机翼、尾翼、旋翼、机身以及火箭的箭翼、箭体等结构。

（撰写：夏人伟 张永顺 修订：何君毅 审订：郦正能）

baoshitai jihua

“宝石台”计划 Pave Pace program 美国空军 20 世纪

90年代初提出的下一代军用飞机航空电子系统技术发展计划。它是“宝石柱”计划的发展，对“宝石柱”的“功能分区”进行了进一步细化，1998～1999年在实验室条件下进行演示。“宝石台”系统包括综合核心处理系统、光学数据分配网络、综合传感器系统、飞机管理系统等。它在“宝石柱”基础上重点增强的措施包括：实现信号和数据的综合，采用光学开关网络和光母板结构，标准电子模块采用多芯片模块（MCM）封装及贯穿液流式冷却的综合机架结构。对“宝石柱”结构增强最引人注目的是实现射频的传感器综合，包括孔径综合和射频综合两部分。从孔径综合来的模拟信号，通过射频(RF)综合送到预处理器进行信号预处理，再通过光开关网络接到综合核心处理机(ICP)进行传感器的信号和数据处理。“宝石台”计划的部分技术成果和“宝石柱”系统结构的结合，已经应用于美国联合攻击战斗机(JSF)上。 （撰写：姚拱元　审订：陆润生）

baoshizhu jihua

“宝石柱”计划 Pave Pillar program　美国空军20世纪80年代中提出的综合航空电子系统预先发展计划。1987年公布《宝石柱航空电子系统结构规范》，1992年完成研究并公布“宝石柱”实验室研究最终报告。“宝石柱”采用“功能分区”概念，把航空电子系统按功能分成传感器处理区、任务处理区、飞行器管理区。传感器处理区用于雷达、电子对抗、通信导航识别和电光传感器的信号处理。任务处理区用于数据和任务的处理。飞行器管理区用于飞行和飞机功能系统的管理。“宝石柱”首次采用高速光纤总线作为系统的互连总线，并实现数据、任务的综合。采用开放式系统结构和二级维护的模块化结构，实现从外场可更换单元(LRU)到外场可更换模块(LRM)的转变。“宝石柱”计划通过实验室研究所验证的综合航空电子系统结构和部分技术已成功应用于美国F-22战斗机中。 （撰写：姚拱元　审订：陆润生）

baohu laba tianxian

保护喇叭天线 guard horn antenna　用于抑制和消除从雷达天线旁瓣进入的干扰而采用的一种低增益辅助天线。它的增益值通常设计在稍大于雷达天线的最大旁瓣电平相应增量处。由保护喇叭天线接收的信号与由雷达主天线接收的信号在分别经过两路完全相同的接收机通道放大后，进行幅度比较，若前者幅度大，则说明该雷达回波是从雷达天线旁瓣进入接收机的干扰杂波，而不是从主瓣来的目标回波信号，应予以消除。 （撰写：许伟武　审订：吕善伟）

baomi tongxin

保密通信 secure communication　见电子卷保密通信网。

baoxiandao

保险道 safety zone　为保证飞机起飞、着陆的安全，防止因冲出、偏离跑道或提前接地造成事故而碾平踩实的土质地段。分为端保险道和侧保险道。端保险道设于跑道两端，其规格按机场等级而有所不同：通常，特级、一级机场要求长度为200～300 m，二级机场要求为300～400 m，三级机场要求为200 m；宽度为跑道、侧保险道的宽度和跑道、滑行道之间（平地区）靠跑道一侧50 m的总和。侧保险道主要防止飞机偏离跑道用，战时当主跑道被炸毁或飞机起落架发生故障时，可供飞机应急起落使用，因此也称为场内迫降场，设于跑道外侧，长度与跑道相同，宽度一般为70～80 m。根据需要可在端保险道上设置拦阻砂，或配置拦阻网。 （撰写：范黎明　审订：姬永兴）

baoxiandaodeng

保险道灯 overrun lights　又称着陆指示灯。标志端保险道左右两侧边缘的灯。设在端保险道两侧，与跑道边灯成一直线，距跑道端50 m开始设灯，每隔50 m设一灯，每端约设8只。灯光为红色，采用轻型易折的立式灯具，向着陆方向发光。保险道灯由灯光变电站控制，与外侧场界灯线路共用一个回路。 （撰写：范黎明　审订：姬永兴）

baoxing youxiang

保形油箱 conformal tank　固定在机身或机翼外表面，但外形经过与机体外形相协调的流线形设计处理的可拆卸的辅助油箱。这种油箱往往是针对用户增加飞机航程或飞行任务



F-16 加装保形油箱的改进型

半径的需要，为增加飞机燃油容量而设置或增设的。为了保持飞机的总体气动外形，通常要对油箱突出于机身或机翼外表面的部分进行相对于飞机总体气动外形需要的保形处理，如利用整流罩，使之具有流线形外形等。例如，美国和法国在最近分别提出的F-16和“阵风”战斗机的最新改进型上，都采用了在机翼上表面根部增加保形油箱的设计。 （撰写：赵秀丽　审订：任源博）

baopo zhadan

爆破炸弹 demolition bomb　见兵器卷航空爆破炸弹。

baozha jianya

爆炸减压 explosive decompression　见迅速减压。

beifen dianyuan

备份电源 stand-by electrical power supply　在主电源失效时向负载供电，以保证飞机完成飞行任务的电源。例如，装有两台主发电机与一台由辅助动力装置驱动的备份发电机的飞机，当一台主发电机失效时备份发电机投入工作，飞机可正常飞行并继续执行任务；当两台主发电机都失效时，备份发电机向重要负载供电，飞机仍能正常飞行。 （撰写：李颂伦　审订：杨燕生）

beijiang jichang

备降机场 diversion airfield　简称备降场。预定供飞机因故改变降落地点用的备份降落机场。有时飞机在飞行中由于气象变化、机械故障或其他意外情况等原因，无法到达目标

降落机场，而需在备降机场降落。在每次飞行计划中，一般都需要选定一个或几个备降机场，通常选在航线或目标降落机场的附近，如北京首都机场与天津滨海机场互为备降机场。备降机场可以是一个常规机场，也可以是只具有最低的使用与保障能力的应急备降机场。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

beiyong feixing caozong xitong

备用飞行操纵系统　emergency back-up flight control system　又称应急飞行操纵系统。当正常飞行操纵系统发生故障时所使用的一种有限功能的备份操纵系统。用以保证飞机安全改出、返航和着陆。作战飞机和不采用简单机械操纵系统的运输机都应具有应急的备用飞行操纵系统。以液压为动力的助力操纵系统，常选用电力操纵系统作为备用系统；电传飞行操纵系统为满足可靠性要求采用余度技术，例如三余度数字式电传飞行操纵系统，常以模拟式为备份。备用飞行操纵系统应结构简单、重量轻、成本低，与正常操纵系统互不干扰。为了提高操纵系统的可靠性，应选用与正常系统不同的部件，应用不同的能源。正常操纵与应急操纵的功能转换一般是自动切换。转换过程中引起的飞机附加过载不能超过操纵系统规范中的要求。（撰写：徐鑫福　审订：王占林）

beiyong paodao

备用跑道　off-duty runway　在预备机场或飞机疏散区内，供飞机必要时起飞和着陆的跑道。通常，在平时做好规划，战时临时修建，采用土质或碎石道面，其长度一般为主跑道的 80% ~ 90%，宽度为 30 m 。

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

beijing xinghao

背景型号　project used for system design in advanced development　又称背景项目。我国在国防科学技术规划中，根据国情和未来武器装备需求提出的、用于牵引预先研究工作课题总体安排的设想型号。在开展重大型号研制之前，必须开展预先研究工作，突破关键技术，提供技术成果，为研制新航空装备奠定坚实的技术基础。为做到需求牵引，使预研课题工作有明确的目标，经多方论证，设定在未来可能要研制的一种新型号航空装备为背景型号，以此统筹规划预研课题。（撰写：王道荫　修订：李天　审订：金允汶）

beiqi

背鳍　dorsal fin　沿纵向装于机身上部用以整流操纵拉杆、电缆等突出物，并改善飞机航向稳定性的鱼鳍形构件。为了使座舱盖后部获得较好的流线形外型，通常座舱盖后部结构



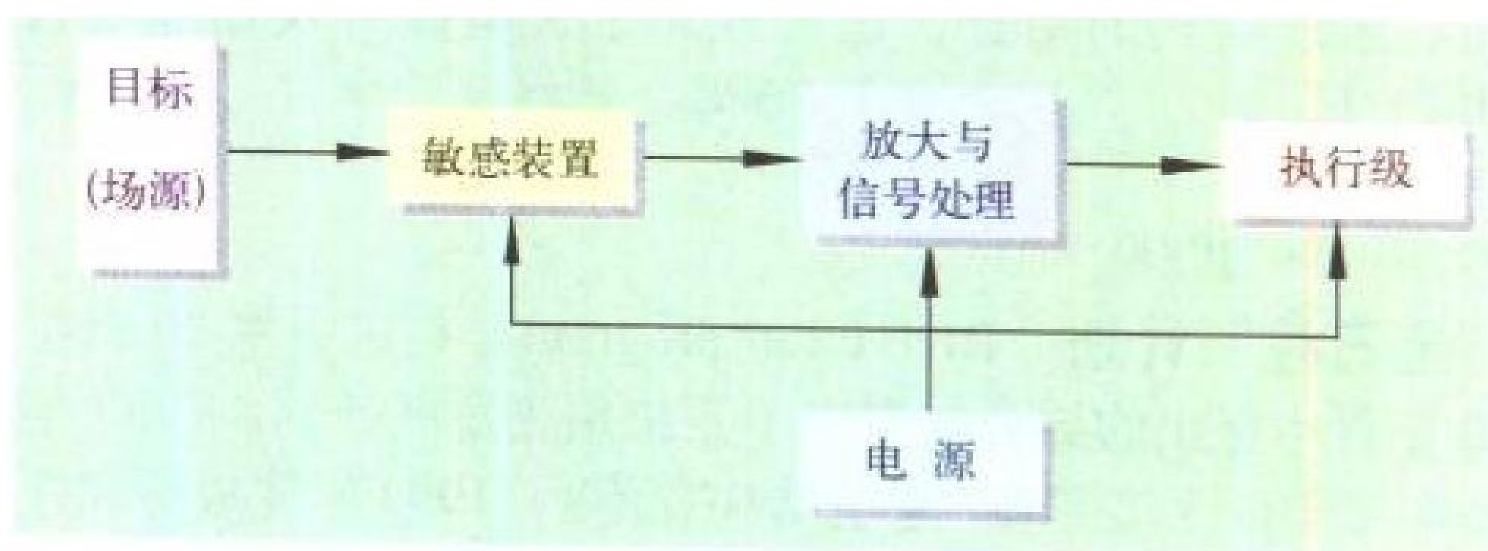
中国制造的歼 7P 战斗机

要向后延伸；同样，为了改善垂直尾翼的失速特性和提高飞机的航向稳定性，垂直安定面的根部也要向前延伸一部分。由于小型军用飞机机身内部空间紧张，所以通常会将这两端的延伸部分平直连接起来形成飞机的背鳍，其内部空间则可被用来安装某些操纵系统、电缆、液压管路和其他小部件。由于背鳍不参加机身整体受力，可采用快卸口盖，使其内部安装的系统和设备易于安装和维修。

（撰写：冯元生　审订：赵秀丽）

beidongshi jinzha yinxin

被动式近炸引信　passive proximity fuze　本身不产生物理场，靠目标产生的场而工作的近炸引信。主要有被动红外引信和被动微波引信。前者利用目标的发动机和气动加热蒙皮



被动式近炸引信原理方块图

产生的红外辐射来探测目标。后者在空空导弹上一般作为辅助引信，即当导弹的制导系统受目标的干扰机干扰不能正常跟踪目标时，则转为被动跟踪方式，以目标干扰机发出的无线电波作信号源；其探测信号经鉴相、放大与处理，启动执行级电路并适时引爆战斗部，其工作原理见图。被动式近炸引信的优点是结构简单、工作隐蔽，缺点是完全依赖目标产生的物理场作用，使用局限性较大。

（撰写：袁正　审订：王祖典）

bengou fangcheng

本构方程　constitutive equation　又称本构关系。固体力学三大基本规律之一。描述变形固体的物质性质的方程，即材料各物理参数，如应力、应变、温度、应变率、应力率、时间、损伤等相互关系的方程。胡克定律假定应力与应变呈线性关系，是一种最简单的本构关系；由于它适合广大物体的一般受力状态，因而应用极广，是固体力学开创性的定律，构成了材料、弹性、古典结构力学的基础。由于物体物质本身性质不同以及虽是同一物质但处于不同工作环境，胡克定律就不完全适用了。为适合这些状态下物质材料不同性态提出了不同类型本构关系，目前主要有非线性弹性、塑性、蠕变、粘弹性与粘塑性几类，它们均为非线性方程，进一步解释可参见有关词条。本构关系为线性者称为材料（或物理）线性问题，反之，本构方程为非线性者称材料（或物理）非线性问题。（撰写：何君毅　审订：张躬行）

benji pingheng

本机平衡　balance in field　又称现场平衡。发动机装在试车台台架上或装在飞机上对压气机（或风扇）—涡轮转子进行的动平衡。有三圆平衡法与三矢量平衡法。在现代大型客机上，机上设备可根据测量到的发动机不平衡力和相位，经处理后确定在规定位置应安装多大的平衡配重可使风扇转子达到平衡。平衡工作完成后不需地面试车。

（撰写：陈光　审订：陈大光）

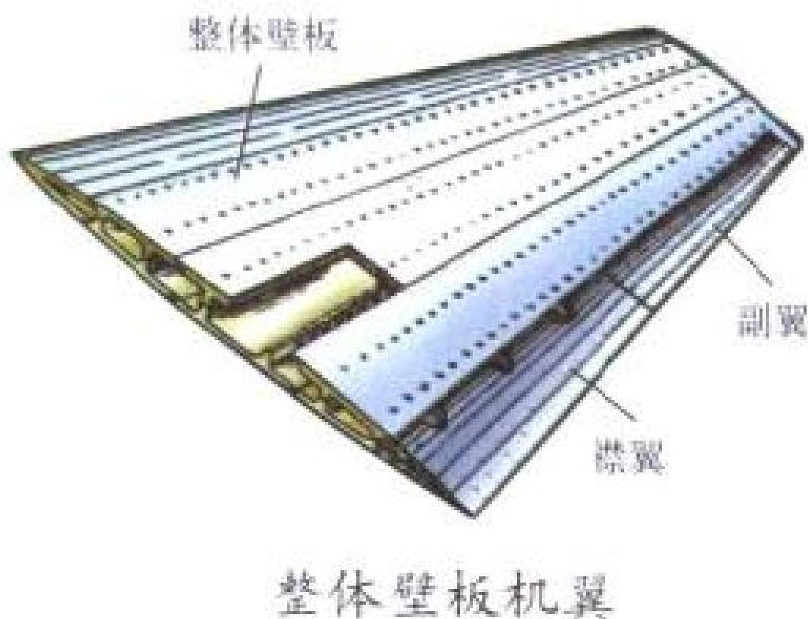
bishi jiegou

闭室结构 closed cell structure 横剖面为封闭空腔式几何形状的薄壁结构的统称。闭室数目由结构的构造及受力特点确定，一般有单闭室结构和多闭室结构之分，例如双梁式机翼，若不考虑剖面的前缘和后缘蒙皮参与受扭，则可视为单闭室结构；若考虑前后缘蒙皮参与受扭，则为三闭室结构。单闭室结构是具有最少必要约束的静定几何（参见*静定结构*）不变系统。当结构需要承受扭矩时，对于棱柱形薄壁结构的横剖面，应做成至少是单闭室结构。一般闭室增多，其扭转刚度也增加。从 20 世纪 30 年代出现全金属飞机结构以来，各种剖面形状的闭室结构已广泛应用到飞行器的机体结构。

（撰写：钟腾育 章怡宁 审订：何君毅）

biban

壁板 panel 由蒙皮和加强筋组成一体的板状结构。壁板多用在单块式机翼结构中，由较厚的蒙皮和桁条组成机翼上下壁板，壁板以沿展向受拉、压的方式承受弯矩载荷。

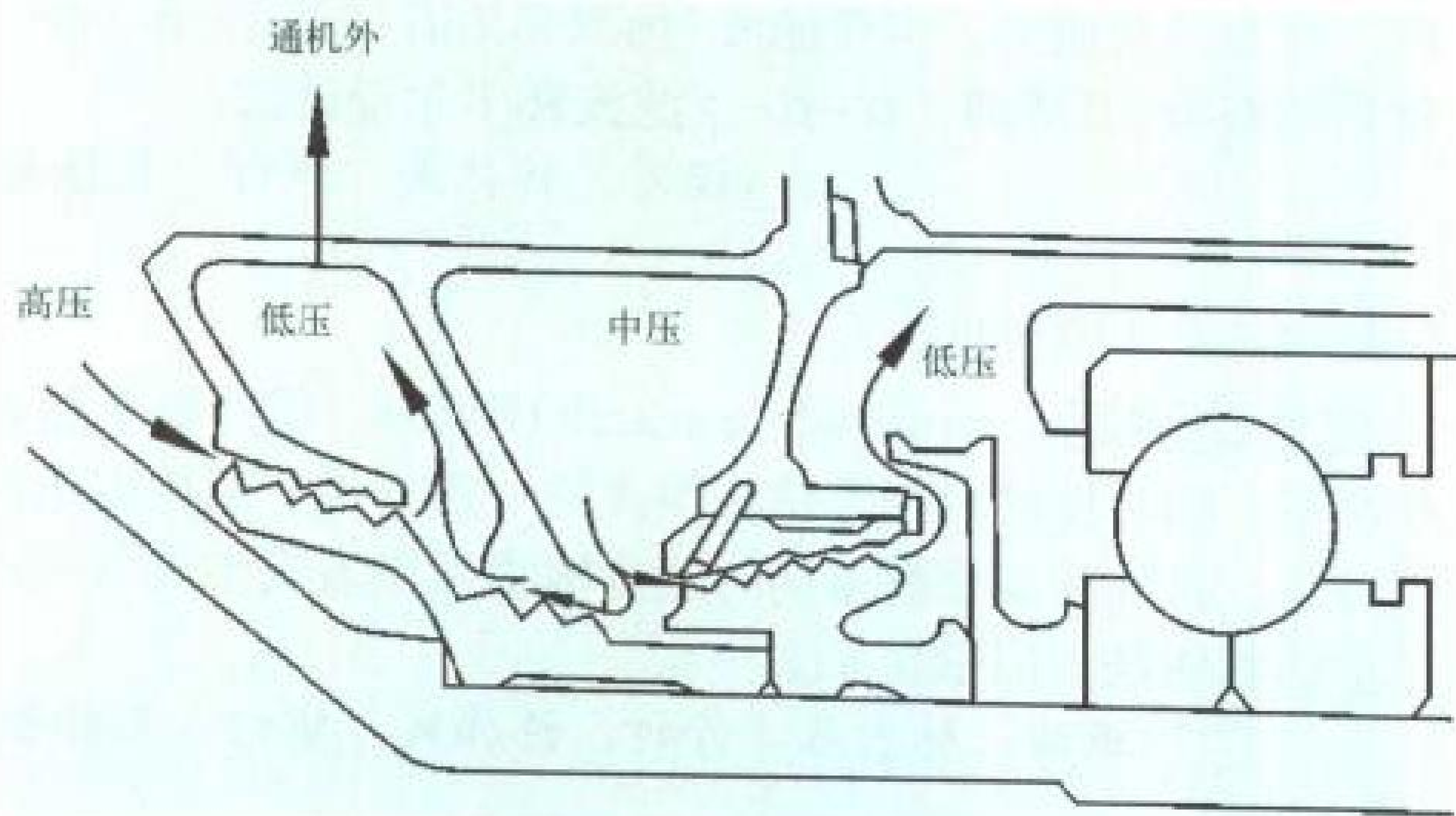


整体壁板机翼

（撰写：赵秀丽 审订：任源博）

bichi mifeng

篦齿密封 labyrinth seal 又称迷宫式密封。轴上设置一系列环形篦齿，靠其与静止壳体衬套内孔间的微小间隙运转的密封装置。它是非接触式密封，具有长寿命的优点，结构形式较多，在发动机中应用广泛。篦齿环外径可做成直的或阶梯式的，还可将篦齿环做成倾斜的，这类结构虽能部分改善泄漏性能，但不易加工，通常采用篦齿环外径相同的直篦齿结构。为减少篦齿泄漏，往往采用小间隙结构，即在非稳定工作点允许接触摩擦，为此与篦齿匹配的静止衬套设计成可磨耗的。滑油密封的篦齿一般取 5 ~ 7 齿。现代发动机在高温高压下工作，简单篦齿系统使高温气体大量泄漏，加热了轴承腔，甚至点燃润滑油，故常用



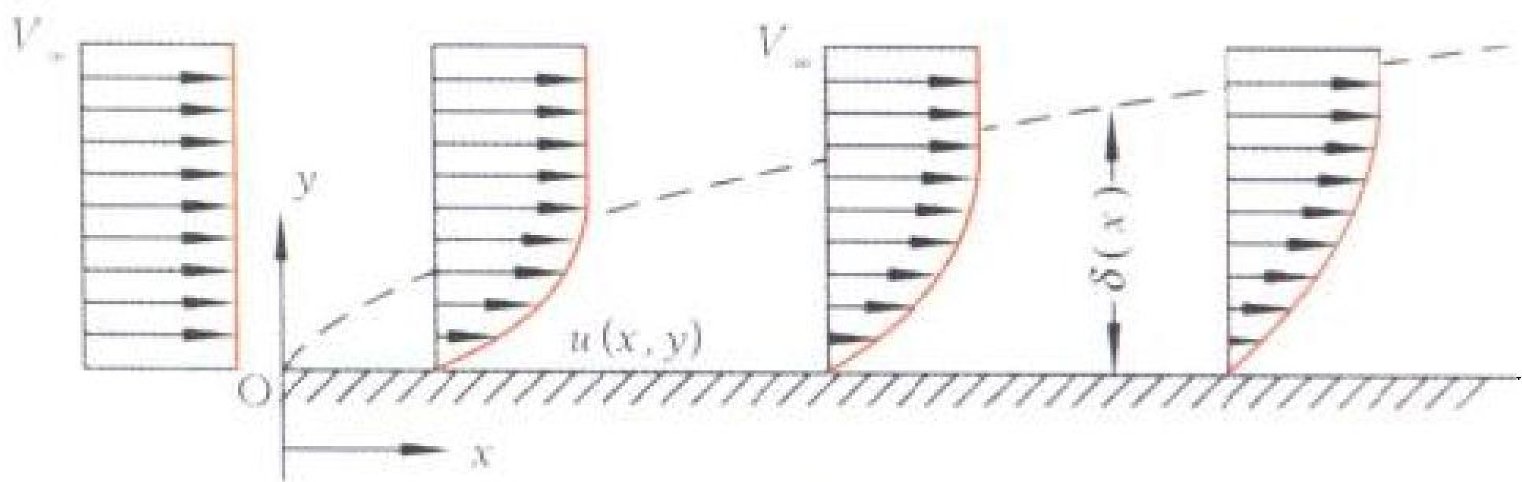
三级篦齿密封系统

多级（如三级）篦齿密封系统（见图）。单级篦齿可应用于压差 0.34 MPa 和气温低于 320 ℃的工况，多级篦齿可应用于压差高达 2.8 MPa 和气温 650 ℃的工况。它的缺点是泄漏量大，对发动机性能有损失；要求引气增压和掺混空气的排气系统，使结构复杂，增加重量；还要求密封空气均压和严格的工作间隙控制，使系统的结构完整性较差。

（撰写：林基恕 审订：陈 光）

bianjieceng

边界层 boundary layer 又称附面层。指大雷诺数（雷诺数 $Re \gg 1$）情况下，粘性小的流体（如水或空气）沿固体壁面流动时，壁面附近受粘性影响显著的一个薄层。以流体沿平板流动为例，壁面附近的速度 $u(x, y)$ 分布如图所示。在壁面上流体速度 u 为零，离开壁面沿着法线向外，u 开始迅速增大，随后增长趋势减慢并逐渐趋近于外部自由流速度 V_∞。



平板边界层

通常将 $u = 0.99\ V_\infty$（或 $0.995\ V_\infty$）处的离壁距离定义为边界层厚度 $\delta(x)$，图中虚线表示边界层外缘（不是流线）。由于边界层很薄，速度梯度 $\partial u / \partial y$ 很大，即使粘性系数 μ 很小的流体，边界层内的粘性剪应力 $\tau = \mu(\partial u / \partial y)$ 也不能忽略不计。边界层内的流动状态为层流时，称为层流边界层；为湍流时，称为湍流边界层。（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

bianjieceng houdu

边界层厚度 boundary layer thickness 边界层内的速度 u 从壁面上的零值渐趋于当地外流速度 V_e，通常把 $u(x, y) = 0.99\ V_e(x)$（或 $0.995 V_e(x)$）处的离壁距离定义为边界层厚度 $\delta(x)$。边界层在物理上有意义的量度是“位移厚度”δ^*，指的是，由于边界层的存在，外流与没有粘性的情形相比较，离固壁向外推移了距离 δ^*。

对于不可压缩流边界层，其定义为

$$\delta^* = \int_0^\infty (1 - u/V_e)\ \mathrm{d}y$$

对于可压缩流边界层，其定义为

$$\delta^* = \int_0^\infty [1 - (\rho/\rho_e)(u/V_e)]\ \mathrm{d}y$$

式中 ρ 为边界层内的当地流体密度；ρ_e 为边界层外缘处的当地流体密度。

此外，还有所谓的边界层动量厚度和能量厚度等。

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

bianjieceng kongzhi

边界层控制 boundary layer control 通过控制边界层内的流动来改善整个翼面绕流达到提高最大升力系数，减小阻力系数的手段。边界层控制主要是控制边界层的分离和转捩，其具体方法大致可归纳为以下几种：(1) 边界层吹除（沿翼面展向或弦向吹气）；(2) 边界层吸除；(3) 采用适当的机翼和翼型，如采用层流翼型；(4) 通过扰流作用，使边界层由层流转变为湍流以消除或延缓气流分离（如采用旋流发生器）。

（撰写：航 科 审订：刘秋爽）

bianjieceng zaosheng

边界层噪声 boundary layer noise 边界层流动产生的噪

声。湍流边界层中，由于有无规律的旋涡运动而产生噪声，层流边界层流动则比较平静，因此，抑制边界层从层流到湍流的转捩可以降低噪声。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

B

bianjie tiaojian

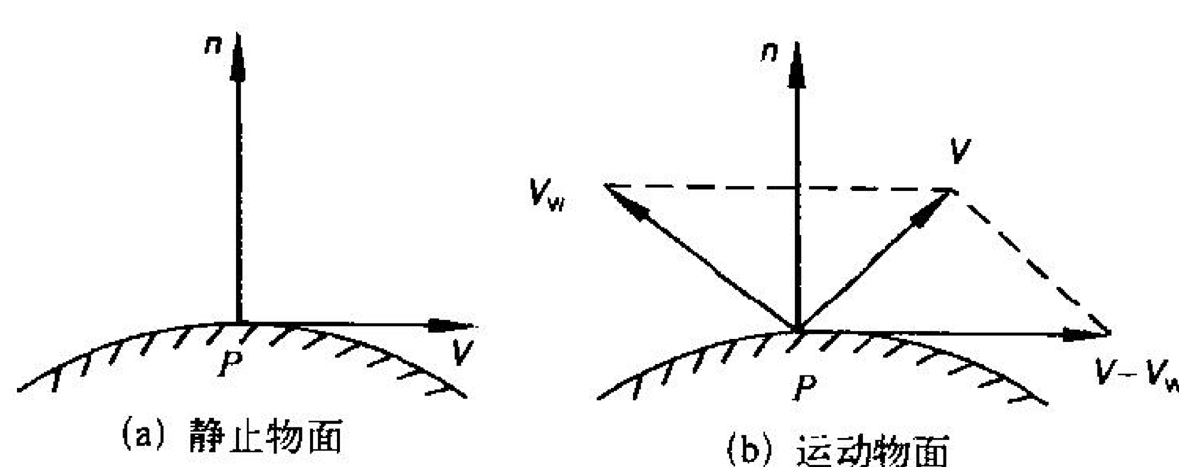
边界条件 boundary condition　未知函数在边界上所必须满足的条件。这些条件的具体形式通常由问题的物理性质决定。在流体力学和空气动力学的问题中，边界条件一般分为在自由表面或物面情况下与力有关的动力学条件和与速度有关的运动学条件。流体自由表面上所应遵守的动力学条件为穿过自由表面压力必须连续；其运动学条件为在定常流情况下、自由表面两边的流体，垂直自由表面的法向速度必须为零。对粘性流体，物面的运动学边界条件为在物面上的相对速度为零，即流体附着在物面上，此即所谓无滑动条件。对无粘性流体，由于流体相对于物面的切向速度不能规定，因此无粘性流体的表面，其运动学边界条件为在物面任一点上，流体相对于物面的速度的法向分量为零。如果物面是静止的，则边界条件可表示为

$$V \cdot n = 0$$

式中 V 为物面 P 点处流体的速度向量；n 为物面的外法线单位向量，见图(a)。如果物面是运动的，则边界条件为

$$(V - V_w) \cdot n = 0$$

式中 V_w 为物面上 P 点的速度向量，见图(b)。



物面边界条件

（撰写：黄明恪　审订：张仲寅）

bianjieyuanfa

边界元法 boundary element method　一种求解连续场问题的数值方法。在连续场中一个物体定义域内的解用该域边界上的含有待定系数的积分代替，然后将边界离散化剖分成不同单元（元素），建立代数方程组，求出待定系数，进而可求解域内各值，这种方法称边界元法。在物体定义域内，用解析方法找到特定的对应于边界上某个摄动点的解，摄动点可以是弹性体内一个作用于边界的点载荷，也可是温度场中一个点热源，或流场中一个源。该解析解可在除本点外所有域内满足控制微分方程，在本摄动点处解发散，这个解称奇异解，在多个摄动点情况下它们可以叠加。将定义域边界离散化成简单形状单元，在各单元上将有关奇异解进行积分（相当于叠加）并满足本单元所构成的边界条件，由此组成整个问题的代数方程。这个过程容易满足该物体的边界条件，也可得到域内各点的解。边界元法的近似性主要体现在边界的离散化。由上述思路可见它的优点之一是，将待求问题的维数降了一维，从而大大降低最后控制代数方程的阶数；并且由降低维数带来的好处是很大地减少了输入数据量，这正是有限元法一个令人困扰的问题；优点之二是，对需奇异解的问题，如裂纹尖部等区域，边界元法更适合；优点之三是，对具有无限或半无限域的问题，如建筑物的地基、流场等分析用边界元法更方便。它的主要缺点是：(1) 虽然最后控制代数方程阶数大为降低，但它却是满矩阵而且往往不对称，求解复杂、费时，因而并不能认为边界元法一定效率高；(2) 由于边界元推导过程用到叠加原理，因而处理非线性问题是困难的；(3) 对非均质物体的分析边界元难以奏效；(4) 边界元法对一维或二维尺寸远小于第三维的物体，如梁、板、壳等的应用是困难的。

根据最后控制代数方程组使用的未知数性质，边界元法可分为直接与间接两种方法，前者的未知数是真实的物理量，如位移、边界张力（总应力）；后者的未知数用原控制微分方程的单位奇异解表示，不一定是真实物理量。由于边界元法与有限元法各有优缺点，人们研究将它们混合在一起使用。与有限元法相似，以边界元理论为基础也开发了不少通用商业程序，或在有限元软件中增添边界单元及耦合算法，但边界元及其程序应用远不如有限元广泛。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

biansaomiao biangenzong

边扫描边跟踪 track while scan (TWS)　又称边搜索边跟踪。雷达波束在一定空域扫描搜索的同时，跟踪单个或多个目标的工作方式。雷达在方位上以机械的或电的方式进行连续的扫描时，对收到的目标回波信号进行采集，对目标的位置、速度等状态数据进行估值（即滤波），并对下一个取样时刻该目标的状态数据进行预测（即外推），使跟踪波门在下一个取样时刻基本上能和该目标的回波重合，并对覆盖空域中



边扫描边跟踪示意图

的目标进行自动检测和跟踪处理，包括目标航迹的建立、关联、修正以及撤消。实现滤波（预测和估值）的算法有多种，常用的有 $\alpha-\beta$ 滤波、$\alpha-\beta-\gamma$ 滤波和卡尔曼滤波。

（撰写：许伟武　审订：包德聪）

biansousuo bianceju

边搜索边测距 range while search (RWS)　雷达处于搜索状况下，同时提供目标方位和距离的一种方式。原称雷达搜索方式，自脉冲多普勒雷达的速度搜索工作方式出现以后才产生的新叫法，以兹区别。

（撰写：林宏基　修订：许伟武　审订：包德聪）

biantiao

边条 strake　飞机机翼前缘根部安装的向前延伸的水平狭长翼片。参见边条翼布局。

biantiaoyi buju

边条翼布局 strake-wing configuration　一种特定的机翼平面形状布局形式，用来解决超声速飞行和低速飞行对机翼外形的矛盾要求。边条翼由边条和后翼（又称基本翼）两部分组

成（见图）。边条为大后掠角（前缘后掠角 ≥ 70°）的细长翼（前缘不一定是直线，也可以是曲线）；后翼为中等展弦比（在 3 ~ 4 左右）、中等后掠角（在 30° ~ 35° 左右）的梯形翼。由于有边条，使整个机翼的有效后掠角增大，相对厚度较小，故激波阻力较小，适合于超声速飞行的要求。而基本翼的存在，又使整个机翼的有效展弦比增大，可减小在低亚声速及跨声速飞行时的诱导阻力。特别是在较大的迎角下，从边条前缘分离产生的边条涡（图 1），将从基本翼的上翼面上流

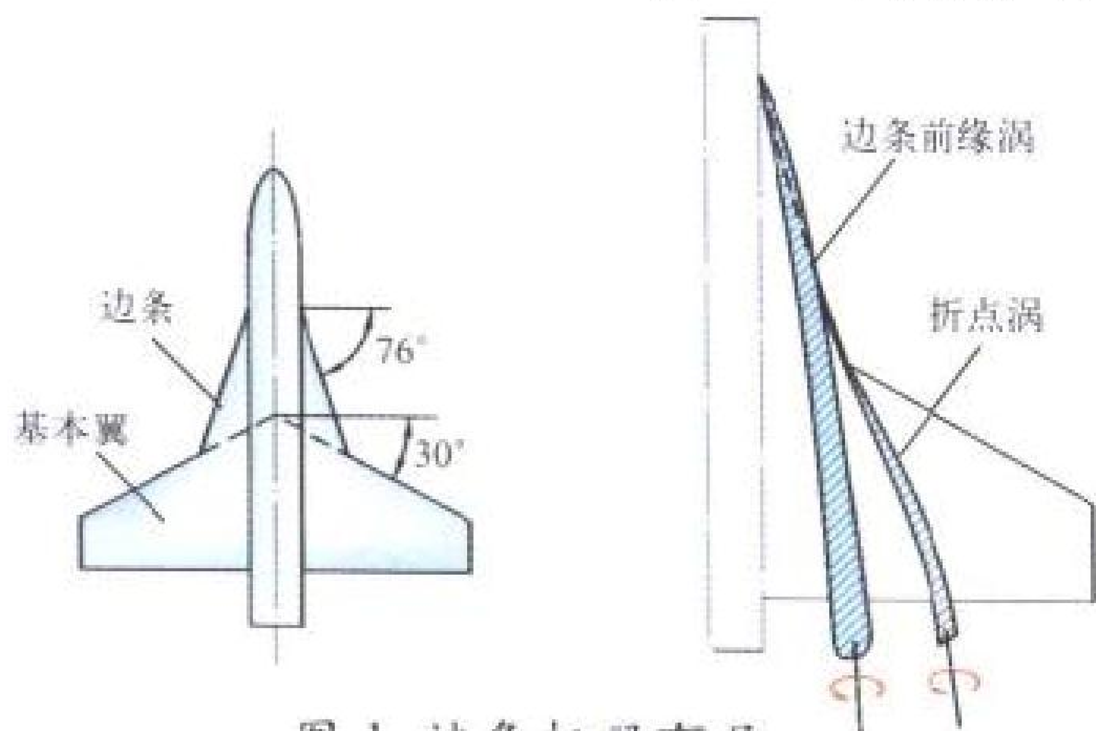


图 1 边条机翼布局

过，对基本翼上翼面产生有利的干扰影响，使上翼面上的压力下降而增加升力；另外，拖出来的边条涡以及从折点处拖出的折点涡（图 1）还可以给上翼面的边界层补充动能，可延缓和减轻基本翼上的分离，从而产生相当大的附加升力（又称


图 2 美国的 F-18 战斗机采用了边条翼布局

涡升力）。对于一些现代军用战斗机，既要求能作超声速飞行，又要求能在高亚声速或跨声速作高机动飞行（要求有尽可能高的可用升力），边条机翼布局是一种较好的方案。当前许多超声速战斗机，如美国的 F-16、F-18，俄罗斯的米格-29、苏-27 等都采用了这种布局方案。

（撰写：朱一锟 审订：陈晏清）

biandui feixing

编队飞行 formation flight 两架或两架以上的飞机保持一定间隔、距离和高度差的协同飞行。编队飞行通常是为了发挥机群整体优势的一种兵力部署，用于航空兵的作战、飞行训练、飞行表演及空中加油。编队通常由同一机种组成，也


四机编队飞行

可以由不同机种组成混合编队。编队飞行的队形按形态分为梯队队形、楔队队形、纵队队形、横队队形、蛇形队形和箭形队形等；按疏密程度分为密集队形、疏开队形和疏散队形等；按飞机数量分为双机、四机（如图）和八机等编队飞行。双机编队飞行由长机和僚机组成，是航空兵的基本火力单位，是空战编队的基础。编队飞行中带队的飞机是长机，由空中指挥员驾驶，对完成任务和飞行安全负责；与长机编队的是僚机，在长机指挥下，密切协作共同完成任务。在空战中长机攻击僚机掩护，僚机攻击长机掩护。

（撰写：李玉璞 审订：李志强）

bianzhuang tianxian

鞭状天线 whip antenna 一种可弯曲的细长的杆状天线。由一根支撑在基座绝缘子上的细长鞭状导体构成，广泛用在地面便携式超短波电台和低速飞机电台上。

（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

biancanshu rengan xitong

变参数人感系统 variable-parameters artificial feel system 模拟驾驶员操纵飞机时控制力的感觉，并给出控制力和操纵系统位移之间的静态和动态特性的一种负载模拟装置。飞机采用了不可逆液压助力操纵系统，驾驶员不能直接感受操纵面上的气动力载荷，无法正确地操纵飞机。故采用人感系统

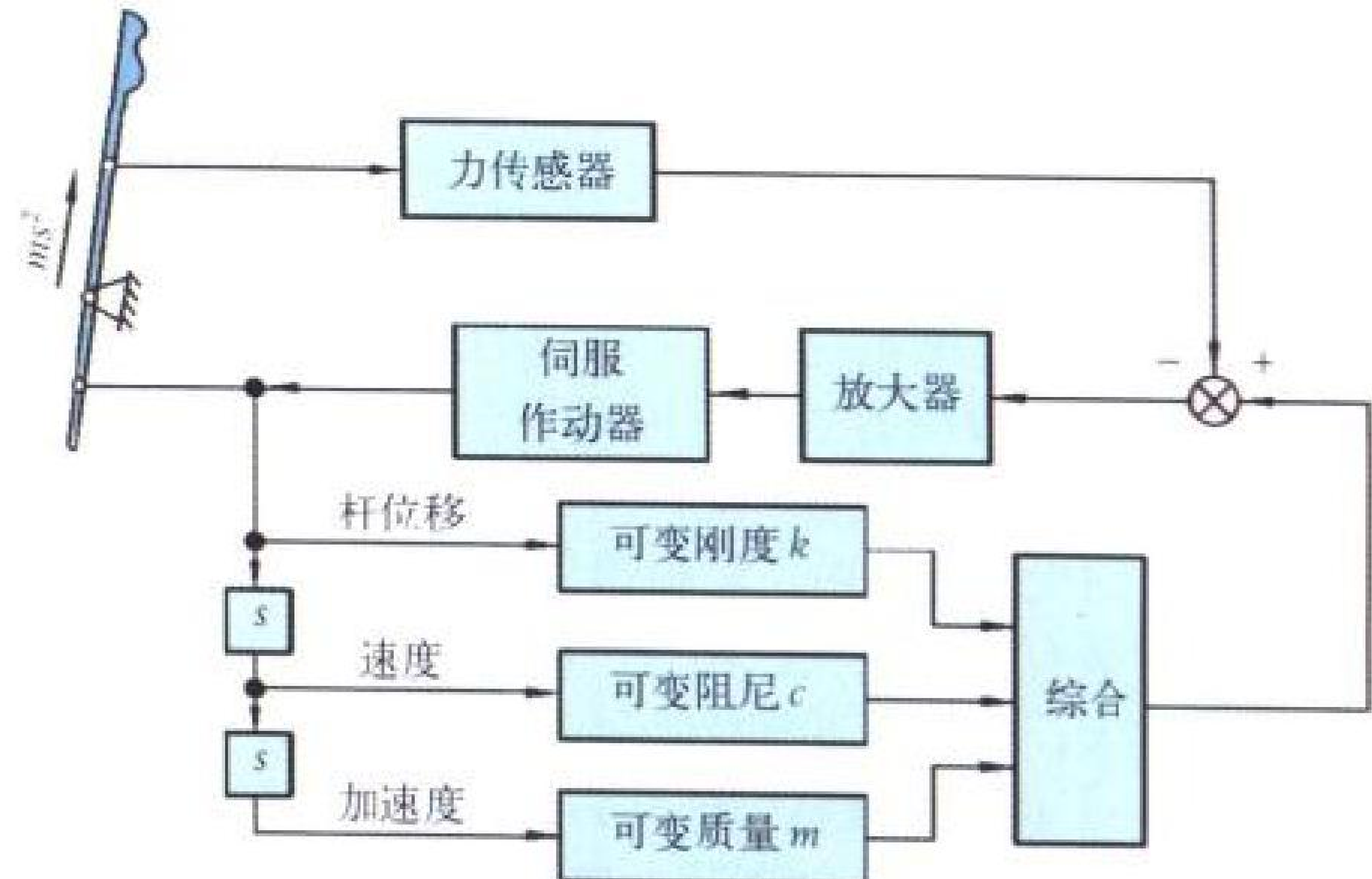


图 1 杆力式人感系统框图

来模拟驾驶杆上的力感觉，以满足驾驶员对杆力特性的要求。杆力式人感系统见图 1，其基本原理是由动压和高度信

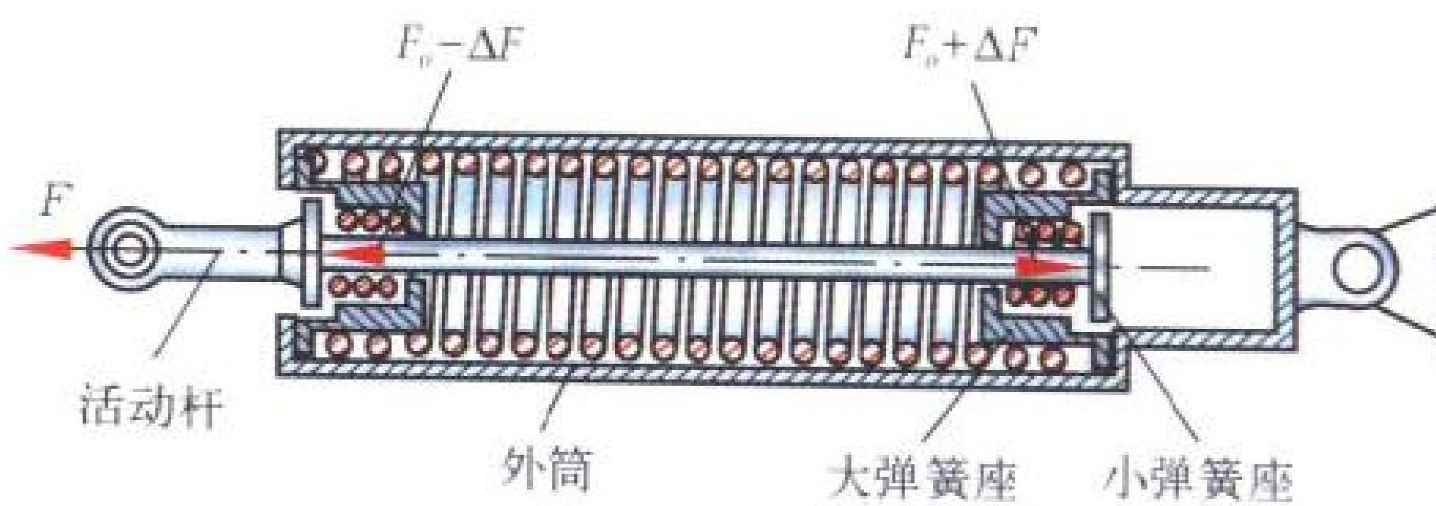


图 2 载荷感觉器构造原理图

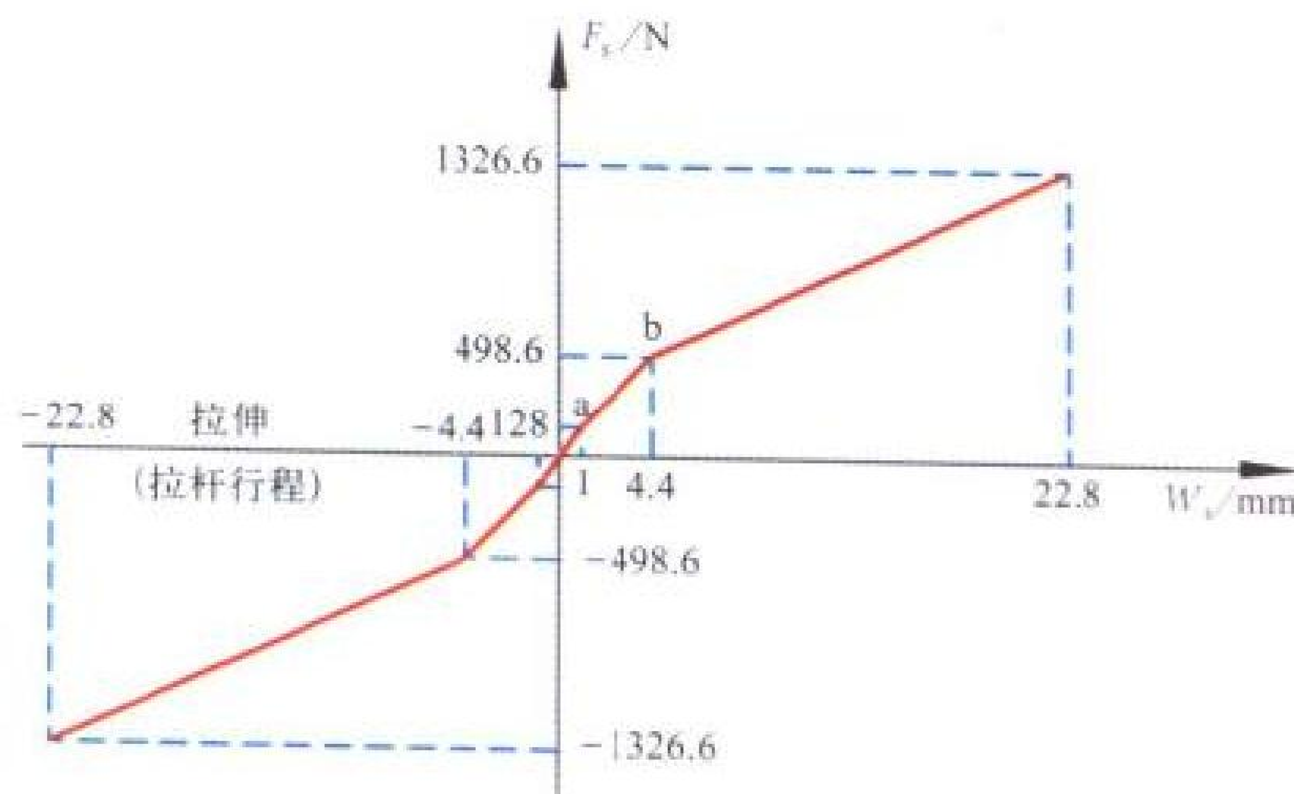


图 3 载荷感觉器弹簧组特性曲线

号经闭环伺服机构来控制杆力特性。电传飞行控制系统出现后，载荷感觉机构更加简化，采用一组双梯度弹簧并与力臂自动调节器配合，就可满足操纵力和启动力要求。构造原理如图 2，特性曲线如图 3。（撰写：于黎明　审订：王占林）

bianfenfa

变分法　variational method　一种数学方法，任务是在所有满足解定义域边界与约束条件的可能函数中寻求一个特定函数，使由该函数组成的泛函取极值（或驻值）。以固体力学总位能原理为例，满足物体定义域内及边界连续条件的位移函数（位移是坐标的函数）有无穷多，但只有使总位能（外力功与应变能总和，它是位移函数的函数，即泛函）取极小值的位移函数才是满足力平衡条件的正确解。泛函极（驻）值问题可化为微分方程边值问题，前述由总位能原理可导出平衡微分方程就是一例，也可由泛函直接求极值问题。在有限元基本理论中，变分原理起着关键作用，它实质是将古典变分原理与分片（子域或单元）插值相结合，在单元内用简单满足连续条件及边界约束的函数插值，离散化结构，用变分法求得逼近精确解的代数方程，然后由单元组成全结构的方程。这样避免了在全结构内很难找到满足边界约束的解的困难。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

bianhoulüeyi caozong xitong

变后掠翼操纵系统　variable-swept wing control system　改变机翼后掠角的操纵系统。变后掠翼的操纵方式有人工和自动两种。在人工操纵方式中，活动翼一般有 3 个位置（小后掠角、中后掠角和大后掠角），驾驶员可根据飞行状态加以选择；在自动操纵方式中，后掠角则随飞行 M 数和高度的变化自动保持最有利的位置。由于活动翼上的气动载荷较大，结构重量也大，因此，其操纵系统需要一套强有力的驱动装置。例如 B-1 超声速战略轰炸机的活动外翼是由 4 个液压马达通过螺旋千斤顶式作动筒驱动的，并用一协调连杆保证两边对称；还有另一套协调机构，使活动外翼下外挂物（副油箱、导弹等）在改变后掠角过程中，始终保持顺气流方向。英国、德国和意大利共同研制的“狂风”战斗机采用变后掠机翼，其中包括旋转轴和轴承、承受横向力的翼盒和油箱、机翼变后掠角的作动筒和协调杆、挂架旋转点和可动挂架的作动筒。（撰写：徐鑫福　审订：王占林）

bianhoulüeyi feiji

变后掠翼飞机　variable-swept wing aircraft　机翼后掠角在飞行中可以改变的飞机。现代超声速飞机广泛采用的小展弦比大后掠机翼，在低速飞行时升力特性不好；若使用低速性



俄罗斯的变后掠翼战略轰炸机图-160

能好的小后掠角的大展弦比机翼又会使超声速性能变坏。变后掠翼飞机通过机翼后掠角的变化可以解决高、低速性能要求的矛盾。飞机在起飞着陆和低速飞行时用较小的后掠角，这时机翼展弦比最大，因而具有较高的低速巡航效率和较大的起飞着陆升力。

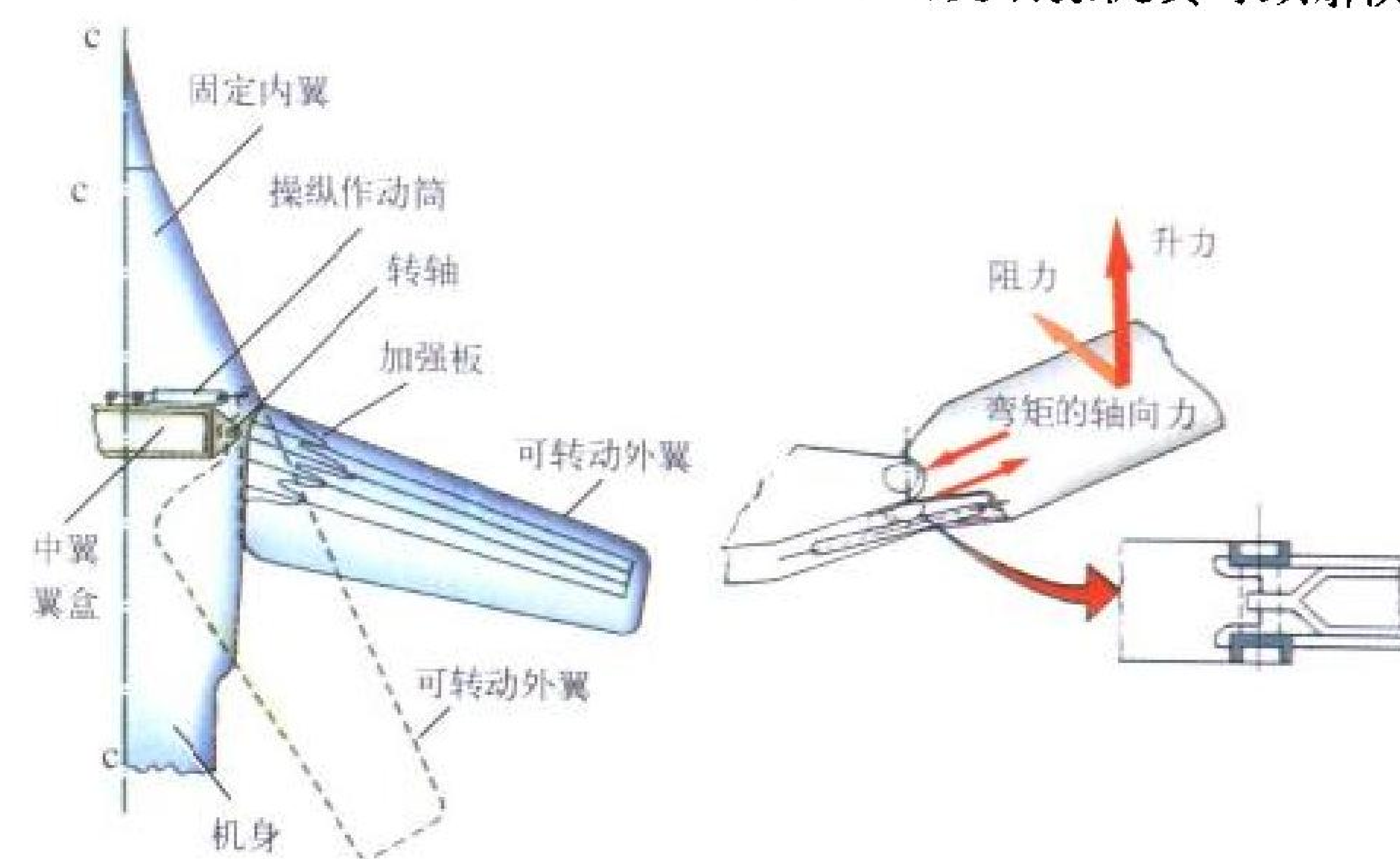
机翼后掠角由小变大时，机翼气动力中心比飞机重心后移得多，影响飞机的配平。为此，变后掠飞机把机翼分为两部分：固定的内翼和活动的外翼。活动外翼绕固定翼上的枢轴转动，改变后掠角。适当选取枢轴位置可以减少机翼变后掠过程中气动中心相对于重心的变化。有时还可在机翼前面装设一对可伸缩的小翼面，它随机翼后掠角增加而自动伸出，减小飞机升力的后移。由于机翼展长变化较大，副翼的效果不好，而且在大后掠角位置副翼几乎不能偏转，因此变后掠翼飞机多采用差动平尾和扰流片作为横向操纵面。

变后掠翼飞机的主要缺点是机翼转动机构复杂、重量大；活动外翼的载荷全部集中在枢轴上，而枢轴又必须灵活地转动；固定翼内部还要留出足够的空间容纳缩进的外翼部分。固定翼与活动翼之间的缝隙需要有密封罩，以减小阻力。此外，还要有一套强有力的驱动装置，在飞行中能快速地改变后掠角；如果活动外翼下有外挂物（副油箱、导弹或炸弹），还需要一套协调机构，使它们在机翼改变后掠角过程中始终保持顺气流方向。活动翼的操纵方式有人工和自动两种。先进飞机可随飞行马赫数和高度变化自动改变后掠角，以保持在最有利的状态飞行。美国的 F-111 、F-14A，欧洲的“狂风”和前苏联的米格-23 、米格-27 等都是变后掠翼布局飞机。

（撰写：张克明　修订：赵群力　审订：顾诵芬）

bianhoulüeyi jiegou

变后掠翼结构　variable-swept wing structure　后掠角在飞行中可以改变的机翼结构（见图）。采用变后掠机翼可以解决



单铰点轴承式变后掠机翼

高、低速性能有不同要求的矛盾（参见*变后掠翼飞机*）。与固定机翼结构不同之处在于变后掠机翼的活动外翼与固定翼连接处有一个可以灵活转动的枢轴，活动外翼上的全部载荷都通过枢轴传递给固定翼，所以要求枢轴有很大的承载能力。其主要缺点是机翼转动机构复杂，重量大。

（撰写：沈　潭　章怡宁　修订：何君毅　审订：郦正能）

bianjihe ranshaoshi

变几何燃烧室　variable-geometry combustor　燃烧室结构几何形状在工作过程中可以改变，从而控制燃烧室中一股流与二股流分配的燃烧装置。发动机在高转速状态下，燃烧室油气比高，火焰温度高，产生有害的氧化氮量多，火焰筒头部易积炭，此时希望给头部多供空气。相反，在低转速状态下，油气比低，燃烧温度低，效率也低，排气中含大量一氧

化碳及未燃碳氢化合物，此时希望头部少供空气，以造成最佳油气比来进行燃烧。然而，常规的固定几何燃烧室结构设计，只能满足一种设计点的空气分配规律，在其他工作状态下就会造成不利的燃烧和排气污染条件。所以，提出了几何结构可改变的燃烧室，在高、低转速状态下均能按其要求进行气量的分配，都能得到最佳的燃烧状态以及最少的排气污染。这种燃烧室结构复杂，尚未见实用。

（撰写：张斌全　审订：王洪铭）

bianjihe wolun

变几何涡轮　variable-geometry turbine　涡轮导向器喉道流通面积在工作过程中可调的涡轮。通常用转动导向器叶片（即改变其安装角）的方法来改变导向器喉道流通面积。根据发动机的不同工作条件，采用变几何涡轮，可以控制发动机的流量、涵道比、压气机增压比、涡轮膨胀比和转速等参数，从而改善发动机非设计状态的热力循环参数，使之均能在比常规发动机较为理想的状态下工作。导向器叶片的调节需要采用复杂的调节系统，使涡轮结构设计难度增大，重量增加。此外，导向器喉道流通面积的变化和可调导向器叶片两端径向间隙的漏气会使涡轮效率有所降低。它已经在地面燃气轮机装置中得到应用。（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

bianjihe xingzhuang buju

变几何形状布局　variable-geometry configuration　飞机几何形状在飞行中可以变化的布局形式。实际上主要指机翼几何形状在飞行中可以变化的情况，如变后掠翼布局、变安装角机翼布局，另外，还有变机翼扭转角和弯度的布局、斜置机翼的布局等。采用机翼增升装置时，因放下襟翼虽然机翼



变后掠翼布局

几何外形也将变化，传统上并不把它归入变几何形状布局之列。此外，像短距/垂直起落飞机中的折转桨叶布局、倾转旋翼布局，以及倾转机翼和桨叶布局等也应归入变几何形状布局之列。变几何形状布局形式的出现，主要是为满足飞机高速、低速、小迎角和大迎角飞行情况对气动外形的不同要求，从而达到改善飞行性能和作战效能的目的。需要付出的代价是结构复杂、重量增加、设计难度和风险度都增大，制造、维护和运营的成本与经费也将大幅度提高，故需要全面综合权衡。（撰写：朱一锟　审订：陈晏清）

bianjujiao

变距铰　pitch hinge, feathering hinge　又称轴向铰，轴向活动关节。旋翼桨毂上改变桨叶桨距的铰，通常变距铰被布置在各铰的最外侧，其轴线往往与其连接的桨叶轴线重合；桨叶上的变距摇臂与倾斜盘旋转件上的变距拉杆相连。变距拉杆的上下移动使变距摇臂带着桨叶一起绕变距铰转动，从而实现桨叶桨距的变化。

变距铰的结构一般由壳体、轴颈、径向轴承和轴向推力轴承等组成。其结构复杂，钢制轴承需注油润滑，维护工作量大，且寿命短。20世纪60年代后期，研制出新型弹性轴承（参见铰接式桨毂），其结构简单，不需润滑，维护简便，使用寿命长，能分别或同时实现变距、挥舞和摆振运动，在现代直升机上已得到广泛应用。

（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

bianju luoxuanjiang

变距螺旋桨　variable pitch propeller　桨叶安装角（或桨距）可根据需要自动地或手动地进行调整的螺旋桨。螺旋桨在工作时，适应飞行条件或发动机功率的变化，自动地调节桨距，保持转速恒定的螺旋桨，称为恒速螺旋桨（constant speed propeller）。最完善的变距螺旋桨可在发动机起动时，螺旋桨变低距（即桨叶安装角变小），使螺旋桨转动阻力矩最小；飞机起飞时，变高距，使螺旋桨产生最大拉力；飞机巡航时，使用螺旋桨效率接近最高的桨距；发动机空中停车时，使桨叶前缘基本指向飞行方向（即顺桨），使飞行中螺旋桨阻力最小；飞机着陆时，桨叶安装角变为负值，使螺旋桨产生负拉力。螺旋桨变距机构有液压式、电动式和机械式三种。（撰写：陈大光　审订：陈　光）

bianliuliang guanliu

变流量管流　channel flow with variable mass flow rate　流量沿流动方向变化（气流加入或引出）的一维定常管流。气流混合后的总压总是减小的。混合排气涡轮风扇发动机的内、外涵气流混合器和引射喷管是典型的变流量管流。

（撰写：潘锦珊　修订：陈大光　审订：陈　光）

bianpin jiaoliu dianyuan xitong

变频交流电源系统　variable frequency AC electrical power generating system　主电源产生变频交流电的飞机电源系统。通常为115/200 V三相交流电源。电源的频率变化范围取决于驱动发电机的航空发动机转速变化范围，因为交流发电机的频率与发动机转速成正比。而涡轮风扇发动机工作转速变化范围通常为2∶1，故电源频率也在2∶1的范围内变化。涡桨发动机转速变化范围较窄，电源频率变化也较小。频率变化大的变频交流电源主要给对电源频率没有要求的设备，如照明、加温设备等供电，因此变频交流电源在飞机上的使用受到一定限制，故该系统一般用于涡桨飞机。

（撰写：严仰光　审订：杨燕生）

biansu hengpin dianyuan xitong

变速恒频电源系统　variable speed constant frequency AC electrical power generating system　简称VSCF电源。主电源由发动机直接传动的无刷变频交流发电机、电力电子变换器和控制器构成的产生三相400 Hz 115/200 V交流电的飞机电源系统。其辅助电源、应急电源和二次电源与恒速恒频电源系统的相同。变速恒频电源有两种：交交型和交直交型。交交型变速恒频电源的发电机为多相高频电机，典型的是六

相 1200～2400 Hz 无刷发电机。变换器为晶闸管交交变频器，又称循环变换器，用于将发电机的变频交流电直接转变为 400 Hz 恒频交流电。由于三相输出的变频器由 3 套相同的变频器构成，采用单相电压调节方式，电压调整精度高。交直交型变速恒频电源可用普通变频交流发电机，变换器先将变频交流电转换为直流电，再将直流电转换为恒频交流电。交直交型变换器由二极管和功率晶体管构成，所用功率器件少，器件允许结温比晶闸管高，显示出比交交型更好的性能。用电力电子变换器代替恒速传动装置，改善了生产、使用和维修性能。（撰写：严仰光　审订：杨燕生）

bianwandu jiyi

变弯度机翼　variable camber wing　按飞行要求可用偏转前后缘襟翼等方法改变翼型弯度的机翼。这种机翼按弦向分成多段。在设计上常采用前缘襟翼或前缘缝翼，以及后缘襟翼布局。当其中某段或各段进行相对转动后即可形成不同弯度的机翼。若保持在转动前的原始形状时，机翼的高速性能较好；弯成各种不同弯度时，又可较好地满足飞机起飞着陆以及大迎角、机动飞行等各情况下的气动要求。

（撰写：冯元生　审订：赵秀丽）

bianwendingxing feiji

变稳定性飞机　variable stability aircraft　能借助自动控制系统改变基本飞机的操稳特性以进行飞行品质研究的试验机。

现代飞机飞行速度和高度范围不断扩大，先进的飞行控制系统日益复杂，要求飞机能完成的飞行任务又多种多样，如何保证新机在大多数飞行状态下都能具有可接受的飞行品质，是新机研制者必须解决的问题。变稳定性飞机就是研究解决这个问题的良好工具。

变稳定性飞机一般是在一种双座常规飞机的基础上，经过改装使之能复现被模拟飞机及系统的静、动态特性的试验机。它一般装有两套操作系统，一套是基本飞机的操纵系统，由安全驾驶员使用，另一套是具有电传操纵的变稳系统（包括气动变稳系统和可变人工感觉系统）。这套系统可借助飞行参数传感器、计算机以及各操纵面等伺服作动器，根据飞行参数变化来改变飞机的操纵响应和人工感觉系统的特性，供驾驶员试验和评定各相应状态的飞行品质。如果试验机出现故障或被模拟的飞机出现不可操纵特性，安全驾驶员可断开变稳系统而恢复成常规操纵飞机。

（撰写：王建培　修订：赵群力　审订：顾诵芬）

bianxing

变形　deformation　又称形变。物体受载时，其形状和尺寸的改变。从物理学的角度来说，即物体中任何两个质点相对位置的变化。物体变形引起的尺寸变化量与原有尺寸之比值，称为“相对变形”或者应变。变形有拉伸、压缩、剪切、弯曲、扭转等多种形式，以及不同形式的组合。当物体受载变形，卸载后能恢复原来形状而无残余变形，此种变形称弹性变形。反之，卸载后，物体不能完全恢复到原来形状，残留不可恢复的变形，此时称物体产生了塑性变形。当物体产生塑性变形或者大的弹性变形并且有大应变时，需要用非线性力学理论描述。但是，所谓大变形并无一个固定界限，仅是当用小变形理论分析会产生很大误差，必须改用大变形理论时，此时的变形就称大变形了。（撰写：何君毅　审订：张躬行）

bianxing celiang

变形测量　deflection measurement　测量飞机结构或构件在外载荷作用下的变形，包括线变形和角变形。一般根据强度、刚度计算结果并参照结构的局部条件确定测量点的位置。测量点应设在机翼的梁、肋以及机身的框上，那些地方局部刚度大，不会因局部变形影响对总体变形的了解。此外，为了提高测量精度，在不同的部位应适当选用不同量程的位移传感器。在加载过程中，按逐级载荷测量各测量点的相应变形。变形测量要特别注意结构的支持方式，避免支持变形过大而得不到可用的结果。变形测量是飞机强度与刚度试验中的重要参数测量，是验证强度与刚度计算结果、确定结构抵抗变形能力和监视试验过程的重要手段。

（撰写：张躬行　审订：管　德）

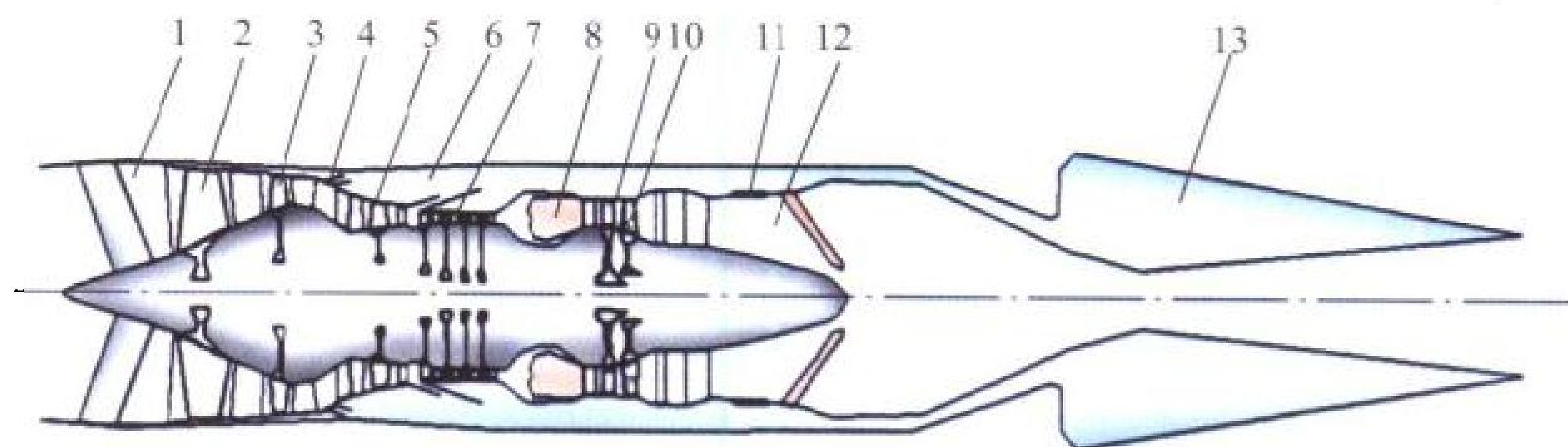
bianxing fasan

变形发散　divergence　一种气动弹性静态失稳现象，是静气动弹性稳定性问题。如果弹性机翼在空气动力作用下产生变形，使迎角增大，空气动力加大，引起附加变形，而这又反过来引起更大的附加迎角。在低于发散临界速压时，在一定的迎角下，空气动力可以由弹性恢复力平衡。当飞行速压达到发散临界速压后，平衡迎角趋于无穷，任何偶然扰动都会引起变形不断扩大而导致机翼破坏。前掠机翼的向上弯曲会使顺流向迎角增大，成为前掠机翼实际应用中的主要障碍；采用复合材料结构，进行合理的铺层设计，能够改变这一情况。（撰写：管　德）

bianxunhuan fadongji

变循环发动机　variable cycle engine　通过改变发动机一些部件的几何形状、尺寸和位置来改变其热力循环的燃气涡轮发动机。利用变循环改变发动机循环参数，如增压比、涡轮前温度、空气流量和涵道比，可以使发动机及其组成的推进系统在各种飞行状态和工作状态下都具有良好的性能。

在涡轮喷气和涡轮风扇发动机方面，变循环研究的重点是改变涵道比，使发动机在超声速飞行时涵道比减小，接近涡轮喷气发动机性能，以增大推力；在亚声速飞行时涵道比加大，以降低耗油率。美国通用电气公司的 YF 120 是一种典型的变循环涡轮风扇发动机验证机（见图）。这种称为双外涵变循环的涡轮风扇发动机有两级前置风扇和一级高压涡轮驱动的分离风扇，它们的出口各自构成副涵道



YF 120 变循环涡轮风扇发动机

1—进口导向叶片；2—第一级风扇叶片；3—第二级风扇叶片；4—副涵道；5—核心驱动风扇级；6—主涵道；7—压气机；8—双头部燃烧室；9—高压涡轮；10—低压涡轮；11—可调面积涵道引射器；12—加力燃烧室；13—推力矢量喷管

和主涵道。处在亚声速低功率状态下，副涵道进口打开，发动机以双外涵模式工作，涵道比加大，耗油率低；处在超声速高功率状态下，副涵道进口关闭，发动机以单外涵模式工作，涵道比变小，单位推力增大。涵道气流与核心气流的压力平衡由位于加力燃烧室前的可调面积涵道引射器实现。YF 120 在 1990 年就装在 YF-22/ YF-23 上成功地进行了飞行试验，但在竞争中败于普·惠公司的 YF 119 而没有进入工程研制。在涡轮轴发动机方面重点研究可调面积涡轮以改变空气流量，降低部分功率下的耗油率。

（撰写：方昌德　审订：陈　光）

bianyali yeya xitong

变压力液压系统　variable pressure hydraulic system　飞机主泵的工作压力不是恒压而是根据飞行工况进行调节的系统。主要目的是节能。飞机液压系统向着高压化、大功率发展给系统带来无效功率的增加，而飞机液压系统无效功率的主要体现形式就是产生大量的热，从而导致飞机液压系统的温度急剧升高，温度升高将加速介质老化、沉积，粘度与润滑性能降低，零部件发生膨胀，这些都可能引起系统动作失效和失控。而且未来飞机大量采用导热性能差的复合材料，液压系统的温升会影响机舱的温升，这样会带来一系列的问题甚至会影响续航时间。国外研究表明对一架典型战斗机主泵用到最高工作压力的时间（战斗或特技飞行）一般只占 10% 左右，其余时间，包括起飞、巡航、返航和着陆等，20.7 MPa 压力已能完全满足要求。但目前飞机的恒压力源最高压力都是按着飞机最高要求设定的，如 27.6 MPa 或 34.5 MPa，而其使用的时间很短，这显然带来很大能源浪费。鉴于此，国内外都在研究或正在实施双压力泵或智能泵源，双压力一般为 20.7～34.5 MPa，美国在实验更高的如 2 7.6～55.2 MPa 。智能泵源是更先进的一种能源形式，它可根据飞行包线（高度、速度等）的不同而实时地实现功率匹配输出，它是一种微机控制泵，是现今及未来最为理想的泵源系统。

（撰写：王占林　审订：杨燕生）

biaozhun dianzi mokuai

标准电子模块　standard electronic module (SEM)　按照相关标准设计、主要由电子元器件组成、具有规定功能的插入式组装单元。这些单元可以组合成各种军用电子设备。SEM 由前后屏蔽盖板、高密度表面贴装印制板、中心散热板和肋条、高密度连接器和模块定位销等部分组成。SEM 具有通用性强、配套功能强和选择范围广的优点，主要用于舰船、地面和机载的模块化电子设备。它分为 A、B、C、D、E 5 种型号。其中军用航空机载电子设备的标准电子模块采用 SEM-E 型基本尺寸，即宽度 149.4 mm、厚度 9.7 mm、高度 169.7 mm，厚度可按规定增量加厚。SEM 的相关标准有美军标 MIL-STD-1389A《标准电子模块设计要求》、MIL-M-28787《标准电子模块总规范》和 MIL-STD-1378《标准电子模块使用要求》等。中国也有相应的国家标准或行业标准。

（撰写：王志松　审订：龚世明）

biaozhun moxing shiyan

标准模型试验　calibration-model test　简称标模试验。用气动研究权威组织规定的几何外形模型或已有试验数据（风洞或飞行试验数据）的模型，按统一的试验大纲所做的风洞试验。其目的在于用同一模型综合校验各风洞试验数据的准度。新风洞建成后都必须做此项试验。在用风洞通常隔一段时间（例如一年）也须做此项试验，以综合检验风洞流场及其测量、控制和数据处理系统的质量。北大西洋公约组织航空研究与发展咨询组 (AGARD) 于 20 世纪 50 年代初期确定了一套用于校准测力试验的标准模型，用它们来检验跨、超、高超声速风洞试验数据的准度。20 世纪 70 年代初期，法国航空航天研究院 (ONERA) 提出的跨声速风洞运输机标模具有典型的大展弦比中等后掠的亚声速布局。它由一组尺寸不同而几何相似的模型组成。这组标模也在十几座风洞中做了试验，取得了大量的试验数据。中国于 1974 年确定了高速和低速风洞标模系列，并拟定了统一的试验大纲。此系列标模在国内所有的生产性高速和低速风洞中做了试验，并给出了标准模型的参考曲线。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

B

biaozhun qiya gaodu

标准气压高度　standard pressure altitude　简称气压高度 (pressure altitude)。根据标准大气的高度和气压的关系式由气压算得的相对于标准海平面的飞行高度（海拔高度）。国际标准化组织提出了国际标准大气，规定了高度与大气压力间的函数关系。根据此函数关系，可以通过测量大气压力间接测量高度，气压高度表即是利用这一原理进行高度测量的。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

bingfengdong shiyan

冰风洞试验　icing tunnel test　利用冰风洞进行飞机部件和发动机可能结冰部位的结冰与防（除）冰的一些试验。它是研究与验证飞机、发动机防冰系统性能的主要手段。主要试验内容有：(1) 新机防冰系统设计时，由冰风洞试验可作出部件的水滴撞击特性曲线；(2) 进行部件或缩尺模型的结冰试验，确定所结冰型及尺寸，以研究结冰对飞机飞行性能及稳定性的影响；(3) 进行防冰结构方案的性能试验，比较和确定防冰系统的设计方案及其最小需用功率（热空气流量、防冰液消耗量或耗电功率等）；(4) 检验飞机防冰系统的工作效能，确定系统的防护能力；(5) 进行飞机改型设计时，用部件模型结构方案进行防冰试验，可避免改装飞机造成的大量损耗；(6) 发动机进气道前缘及进气部件（如导流叶片）等易结冰部位的防冰试验，目的在于比较不同防冰方式的换热效果和流路损失等设计参数，以便确定最佳防冰方案。由于冰风洞可调节水滴直径、液态水含量、气温及气流速度，易于达到所需试验条件，且不受外界气候条件的限制，因而试验周期短、花费少。目前大多数冰风洞不能模拟高空状态，试验段尺寸不足，以及模拟的水滴直径较大，使它承担更多的任务受到限制。

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

bingxing mokuaijian zongxian

并行模块间总线　parallel interface bus　又称 PI 总线。机载计算机的一种标准开放式底板总线。它又是同步总线，通常采用双余度工作，最多可支持 32 个模块之间互连通信。总线宽度分为 16 位和 32 位两种，其最大传输速率分别为 25 MB/s 和 50 MB/s。最新版标准为 SAE 4710，它还具备检查纠错能力，支持消息通信和逻辑寻址。通过与智能化的总线控制器配套可处理总线的所有事务，而不需要主处理机干预，适合于组建松耦合的分布式计算机系统。

（撰写：魏绍贤　审订：周耀荣）

bingxing suanfa

并行算法 parallel algorithm 在多个并行处理器(CPU)的计算机或在可并行计算的计算机群上进行科学计算的方法。在一个CPU的计算机上的算法是串行算法。可将一个串行算法的程序进行并行化处理：⑴分析算法结构，找出可并行部分，将算法按时间顺序分解成子程序序列，每个子程序或者是完全串行，或者是完全并行；⑵将并行子程序均匀分配给每个CPU同时计算；⑶总的算法是串行—并行交替进行；⑷并行化算法的速度与原串行算法速度之比值为加速比，加速比与CPU数目的比值是评价该并行算法并行效率的指标。 （撰写：董海涛 审订：李椿萱）

bodao fengxizhen tianxian

波导缝隙阵天线 slotted waveguide antenna 在波导壁上由两个以上按一定规律切开狭小缝隙，截断波导壁上电流，产生电磁波辐射的天线。通过控制缝隙的尺寸以及它们在波导壁上的位置和方向，就可以控制缝隙的激励系数，得到所需的口径场幅度和相位分布，最终实现电子系统(或设备)对天线方向特性和其他特性的要求。缝隙在波导壁上的位置有多种形式，通常是在波导窄边开若干相互交错倾斜缝隙或在波导宽边开若干相互错开的纵向缝隙，见图1。若干开缝波导排列在一个平面上，就构成平面阵天线。此种天线因口径场分布易于精确控制，且无能量漏损和遮挡，故具有高效率和低旁瓣的优点；但加工复杂，造价较高，频带窄。这种缝隙阵天线多用于机载雷达、星载雷达和船用雷达，见图2。

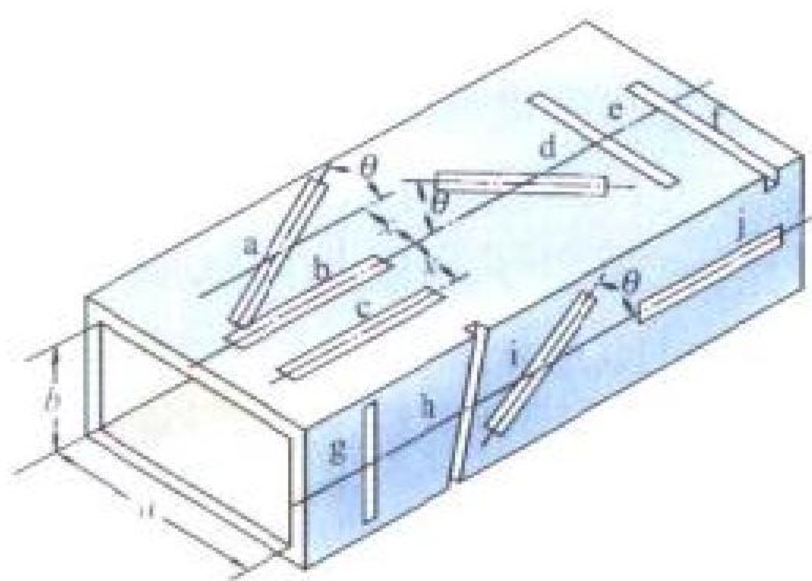


图1 在波导宽边和窄边壁上开各种可能的缝隙

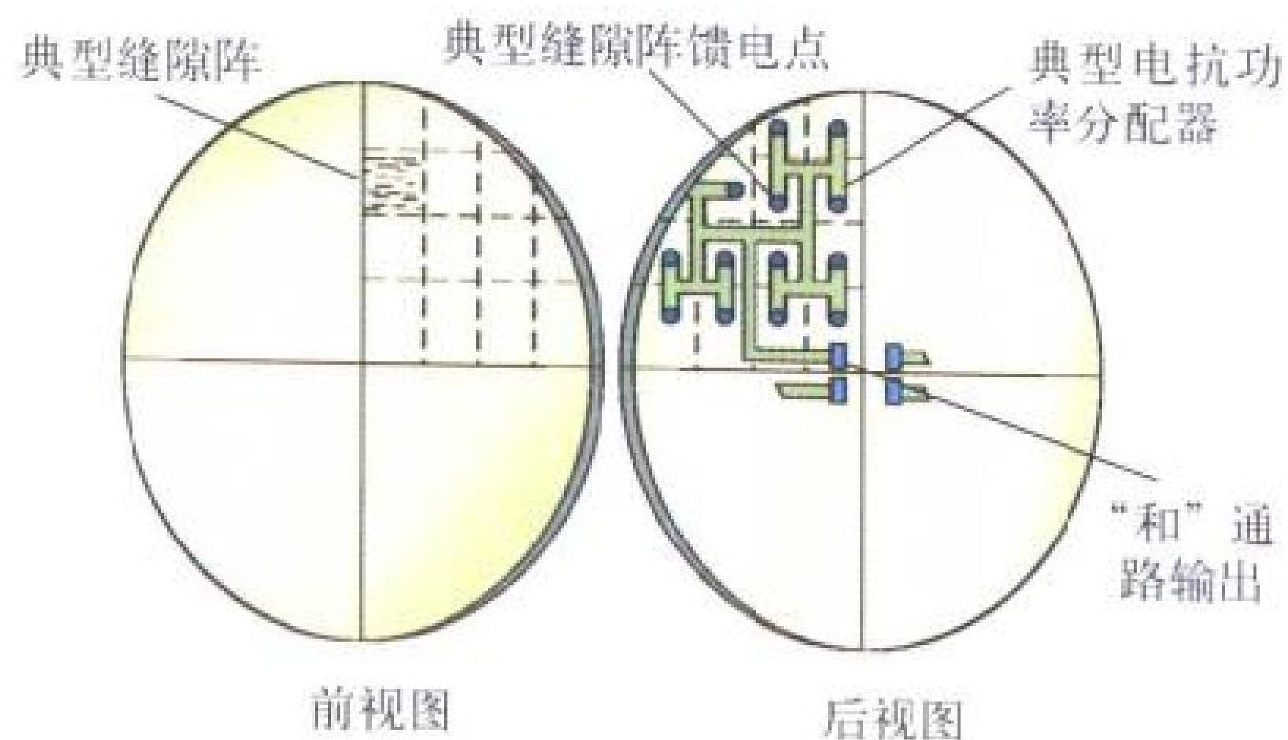


图2 一种典型的机载雷达平板波导缝隙阵天线

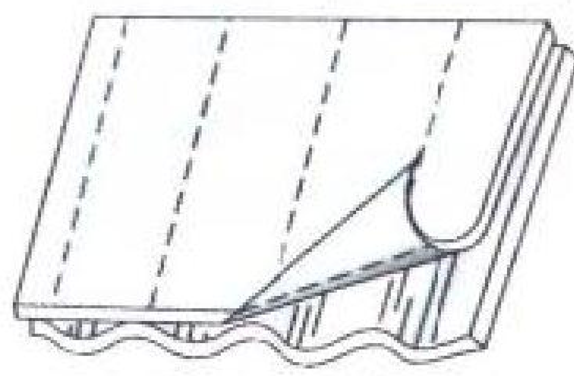
（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

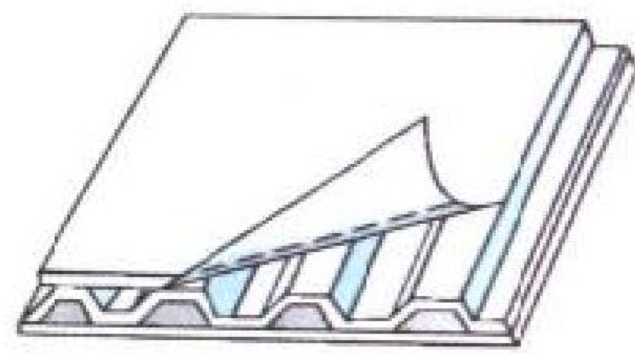
boshu zhidao

波束制导 beam guidance 见航天卷。

bowenban jiegou

波纹板结构 corrugated sheet structure 以波纹形薄板作为重要受力构件的结构。通常以提高结构刚度、降低结构重量为主要目的。使用最广泛的是波纹板与蒙皮组成的蒙皮壁板(见图1)和波纹板夹层结构(见图2)。由于波纹板结构的制造工艺较复杂，所以在常规飞机上使用受到限制，但在进入热障范围的高超声速飞机及航天飞机上，作为耐热结构的形式之一而被使用。波纹板能够在高速飞行气动力加热过程中起到减缓热应力的作用。


图1 蒙皮壁板


图2 夹层结构

（撰写：王法仁 审订：何君毅）

bozu

波阻 wave drag 激波阻力的简称。气流经过激波而被压缩，温度和压力提高，熵值增加，造成气流能量不可逆转的损失，形成激波阻力。波阻可以分零升波阻和升致波阻两部分，零升波阻又包括厚度波阻和弯度波阻。在飞机的零升波阻中，以机身和机翼的零升波阻为最大，而升致波阻则主要是机翼产生的。为了减小波阻，要求激波强度尽可能降低，而且避免产生正激波。为此，应增加机头和机尾的长细比，减小机翼的相对厚度，采用前缘尖锐的对称薄翼型，正确选择机翼平面形状(展弦比、后掠角等)。利用亚声速前缘特性实现部分前缘吸力，可以减小飞机的升致波阻。

（撰写：陈晏清 审订：朱一锟）

boligang jiegou

玻璃钢结构 glass fiber-reinforced plastics (GFRP) structure 又称玻璃纤维增强树脂基复合材料结构。玻璃纤维增强塑料制成之结构的俗称，属于现代复合材料结构中的一种。与先进复合材料结构相比，玻璃钢结构的刚度性能较低，但却具有优良的透电磁波特性、疲劳寿命长和成本低的优点。玻璃钢结构是现代复合材料结构中应用最早、产量最大的复合材料结构。在航空工业中，由于玻璃钢结构的基本力学性能较低，其应用范围受到一定限制。在飞机上，玻璃钢结构主要用于雷达天线罩、信标机天线罩、旋翼和尾桨、桨毂、背鳍、腹鳍等部位，有的无人机和滑翔机采用了全玻璃钢结构。 （撰写：刘方龙 章怡宁 审订：何君毅）

bonuli fangcheng

伯努利方程 Bernoulli's equation 反映理想流体运动中速度、压力、密度等参数之间关系的方程。它实质上体现了流体运动机械能量的守恒关系。对于理想流体的定常流动，欧拉方程(动量方程)沿流线积分可得

$$\frac{1}{2}V^2+\int\frac{\mathrm{d}p}{\rho}+gz=H$$

式中 H 为伯努利常数，V 为流体速度，ρ 为流体密度，p 为流体压力，z 为流线上一点距基准面的高度，g 为重力加速度。

伯努利于1738年就首先研究了这个积分，故积分结果称为伯努利方程或伯努利定律。如流体是正压性流体，即存在关系 $\rho=\rho(p)$，则方程中的积分项可积出。对于不可压缩流体，ρ = 常数，伯努利方程成为

$$\frac{1}{2}V^2+\frac{p}{\rho}+gz=H$$

它指出，单位流体质量的动能 $V^2/2$，流动功 p/ρ 和重力势能 gz 这三者可以互相转换，但三者之和沿流线为常数。

伯努利方程由理想流体假设导出，但加上一些修正以后，也可用于某些实际流动，例如，通过测量气流总压和静压而确定流体速度。 （撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

bosongbi

泊松比 Poisson ratio 见综合卷。

buchong xinghao hegezheng

补充型号合格证 supplemental type certificate (STC) 见型号合格证。

buhuo guiji shiyan

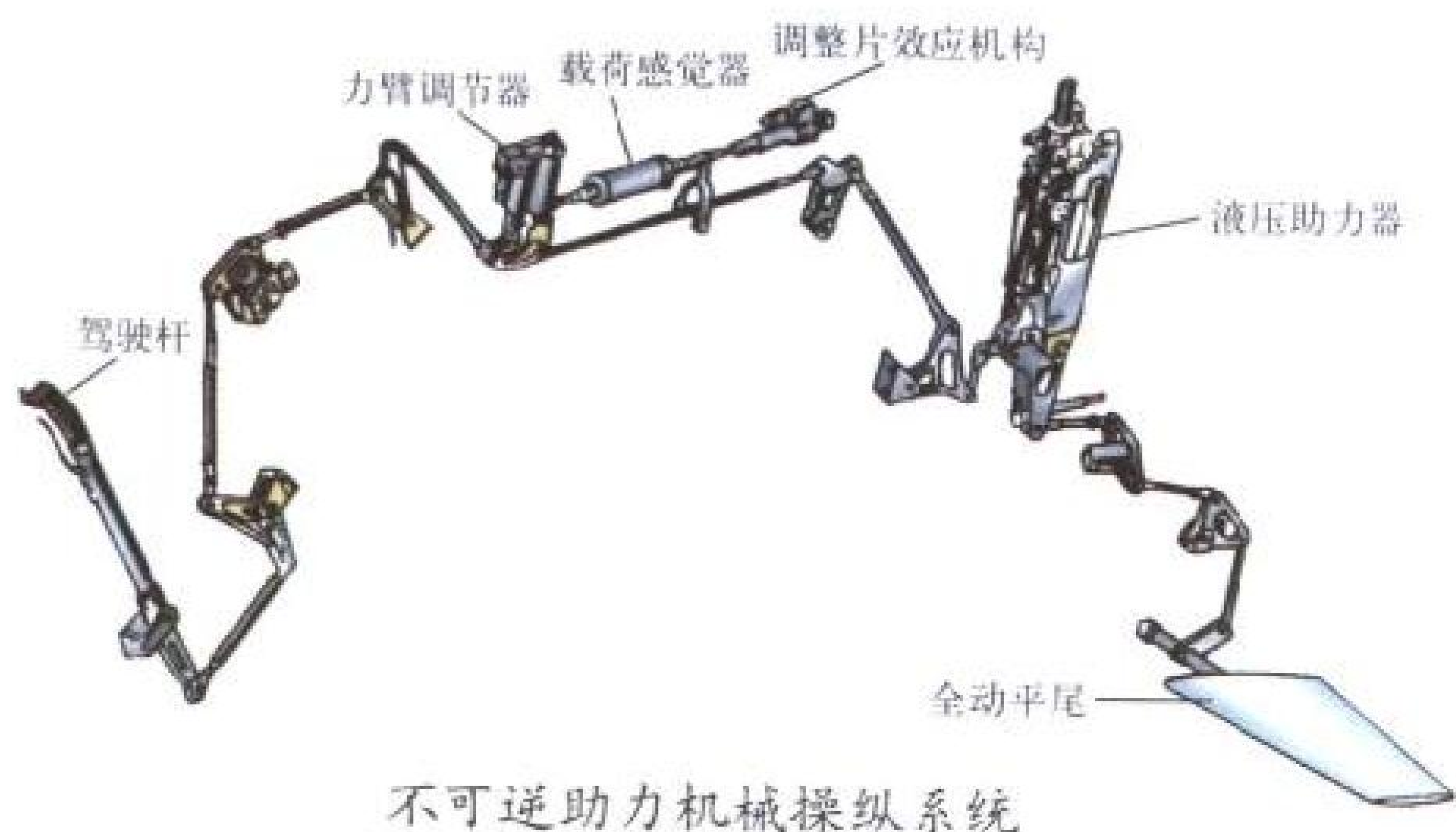
捕获轨迹试验 captive trajectory test 又称可控轨迹试验，简称CTS试验。一种先进的、风洞—计算机一体化的测量飞行器投放物投放轨迹的试验。试验时，将载机模型支撑在支架上，投放物模型通过应变天平支撑在具有六个自由度的运动机构上。预先给定投放物一个起始位置并测出该位置的气动力，将此气动力、起始弹射力、投放物的质量、惯性矩一并代入飞行力学运动方程，由计算机实时算出Δt时间后投放物的下一个运动位置，六自由度机构伺服系统将投放物运动到该位置，计算机再根据投放物新位置的坐标和姿态计算出模型上的力和力矩，并与应变天平测量值作比较，若两者数据一致（在所要求的精度范围内），则该点为投放物轨迹上的一点；若计算出的气动力和测量值不一致，则必须缩短步长（一般取$\Delta t/2$），在此位置再进行上述比较，直到计算值与测量值一致为止。这样往返做下去，直到获得投放物整个投放轨迹数据。捕获轨迹试验与投放模型试验相比具有投放物模型容易模拟（只要求几何相似），试验安全（不用担心模型投放打坏风洞），能直接较准确地得到投放轨迹和投放物的气动力等优点，是当前获得投放物轨迹的主要试验方法。此外，它还可用于研究飞机的机动飞行、失速以及航天飞行器两体对接和分离特性。捕获轨迹试验的缺点是：试验装置复杂、技术难度大、成本高以及投放物模型的运动范围受到支撑机构的限制。 （撰写：恽起麟 审订：范洁川）

bukejian jiegou

不可检结构 unmaintainable structure 在飞机服役期内无法经常进行检查与维修的结构，如机翼梁、机身加强框、发动机安装架等。不可检结构形式应设计成为缓慢裂纹扩展结构（除特殊规定不属于损伤容限设计结构外）以保证飞行安全。 （撰写：郦正能 审订：何君毅）

bukeni zhuli jixie caozong

不可逆助力机械操纵 irreversible power boosted mechanical control 用人感机构提供驾驶员操纵感觉的助力机械操纵系统。在可逆助力机械操纵系统中，取消了回力杆，而成为不可逆助力机械操纵。超声速飞机由于飞机焦点的后移，使纵向静稳定力矩增大，而同时升降舵操纵效能下降，使升降舵的操纵力矩不足以克服低头力矩，遂采用全动平尾，以增大舵面面积，提高操纵效能。全动平尾的铰链力矩很大，以致无法选出适宜的回力比，于是以人感机构代替回力杆给驾驶员合适的舵面气动特性变化的操纵感觉。不可逆助力机械操纵系统结构如图所示。



不可逆助力机械操纵系统

其组成：(1) 液压助力器（一种随动功率放大器装置）；(2) 载荷感觉机构（一种人工感觉装置）；(3) 调整片效应机构（使飞机配平，同时使杆力为零）；(4) 力臂自动调节器（一种随飞行高度和飞行表速而自动改变传动比的机构）；(5) 传动机构。该系统是复杂的机械传动系统，存在摩擦、间隙和弹性变形等非线性因素，而且重量较大，将被电传操纵系统所替代。 （撰写：徐鑫福 修订：于黎明 审订：王占林）

bukeyasuoliu

不可压缩流 incompressible flow 流场中流动速度变化不引起流体密度明显变化的流动。通常把低速流动（$M < 0.3$时）作为不可压缩流。这时，认为密度是常量，因此，问题的分析工作得到了简化。有些高速流动问题，也可以在低速流动的分析结果基础上加以“压缩性修正”，得出高速流动的相应结果。 （撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

bukeyasuo liuti

不可压缩流体 incompressible fluid 在外界影响下密度不改变的流体，是流体力学中的一个科学抽象概念。实际的流体都不是不可压缩的，但在许多情况下，压力或温度的改变不大，因而密度的改变也不明显，此时，可以认为流体不可压缩。流体受压缩性影响的大小取决于流动的马赫数大小（参见压缩性）。液体在一般情况下几乎不可压缩；气体虽然容易压缩，但在流速比较低时（$M < 0.3$），密度变化很小，可近似地看作不可压缩流体。

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

buming feixingwu

不明飞行物 unidentified flying objects (UFO) 又称飞碟。泛指观测者当时不能识别的任何空中物体。不明飞行物始终都是一个科学界众说纷纭的问题。在美国，一部分人坚持不明飞行物是天外来客的观点；但相当一部分科学家认为上述可能性很小，主张应继续对不明飞行物进行调查和研究。根据美国分别在1952年和1966年成立的科学家小组专门研究飞碟问题所得出的结论表明：不明飞行物现象中，约有90%很容易被证明是天文、气象现象，或者是飞机、飞鸟、气球、探照灯和其他地球上的自然现象，只有很少一部分不明飞行物目前尚无法作出准确的解释。现在，美国和其他国家的一些科学家小组仍在对不明飞行物进行研究；中国也有人进行研究。 （撰写：赵秀丽 审订：王道荫）

buzhongduan gongdian

不中断供电 uninterrupted electrical power 供电系统在任何工作条件下，向用电设备连续提供电能而没有任何间断的工作状态。为防止机载设备中的计算机因电源中断信息丢失或紊乱，系统失效，必须实现不中断供电。直流供电系统容易实现不中断供电，而交流供电系统实现不中断供电相对复杂一些。 （撰写：沈颂华 审订：杨燕生）



C

C jian

C 检 C check 以英文字母 C 标记的定期检查。指按 C 检间隔期对飞机部件和系统进行的定性、定量检查，以发现它们是否出现故障或性能退化。其复杂程度仅次于 D 检。C 检的工作内容包括 A 检（和 B 检）的内容和按 C 检间隔期进行的各项预防性维修工作；其间隔期一般定为 A 检（和 B 检）间隔期的倍数，并为 D 检间隔期的几分之一，以便于管理。有些预防性维修工作，其最佳工作间隔期长于 C 检而短于 D 检的，可按 C 检间隔期的倍数进行，如按 2 倍 C 检间隔期进行。C 检内的各项预防性维修工作也可按 C 检的间隔期分散进行，以缩短飞机因 C 检的停机时间。一种分散的形式是将 C 检分散为几个阶段，称作阶段检查。阶段检查是大于 A 检而小于 C 检的定期检查（类似已不用的 B 检），其间隔期为 C 检的几分之一。各个阶段检查的预防性维修工作内容不必相同，大的阶段检查间隔期内可以有几个小的阶段检查（也可以和 A 检相结合）。将 C 检的内容直接分散在 A 检或短于 A 检的预防性维修工作组合中的分散形式，只适用于只有少数几架飞机的机队，以尽量提高飞机出勤率；因不便于管理，不适用于规模较大的机队。

（撰写：王立群 修订：张宝珍 审订：耿荣生）

C/A ma he P ma

C/A 码和 P 码 C/A code and P code GPS 所用的商用和精密伪随机扩频码。C/A 码主要是供民用的明码，用于卫星分址、信号搜捕和粗测距，其码速率为 1.023 MHz，周期为 1 ms。P 码是专供美军及特许用户用的保密码，用于卫星分址和精测距，其码速率为 10.23 MHz，周期长达一星期。C/A 码是由两个 10 级反馈位移寄存器构成的 Gold 码产生的，通过相对移位和模 2 相加，共可产生 1025 种结构不同的 C/A 码，从中选出 32 种供 GPS 卫星的码分多址用。C/A 码的周期短，码速率低，对其搜捕所需时间少，因而 C/A 码除了作为粗测码外，还作为 GPS 信号的捕获码，并可由此转到捕获 P 码。P 码是由 4 个 12 级反馈移位寄存器产生的 m 序列经多次截短和模 2 相加而成的，所能产生的不同结构的 P 码是极其多的，若不是事先约定采用哪种结构的 P 码，即使得到 P 码产生器也很难于实现对 P 码的解调，P 码的保密性极好且具有强抗干扰能力。

（撰写：孔国强 审订：郝广前）

cadijiao

擦地角 tail down angle 又称着地角或后坐角。飞机停机状态及机轮和缓冲器未压缩情况下，前三点式起落架的主轮（或自行车式起落架的后主轮）着地点和尾部保护点连线与跑道平面的夹角。对于小车式起落架，则用其后轮着地点来确定。擦地角应保证飞机能以着陆迎角进行着陆，且机尾不会擦地。（撰写：赵海生 修订：任源博 审订：赵秀丽）

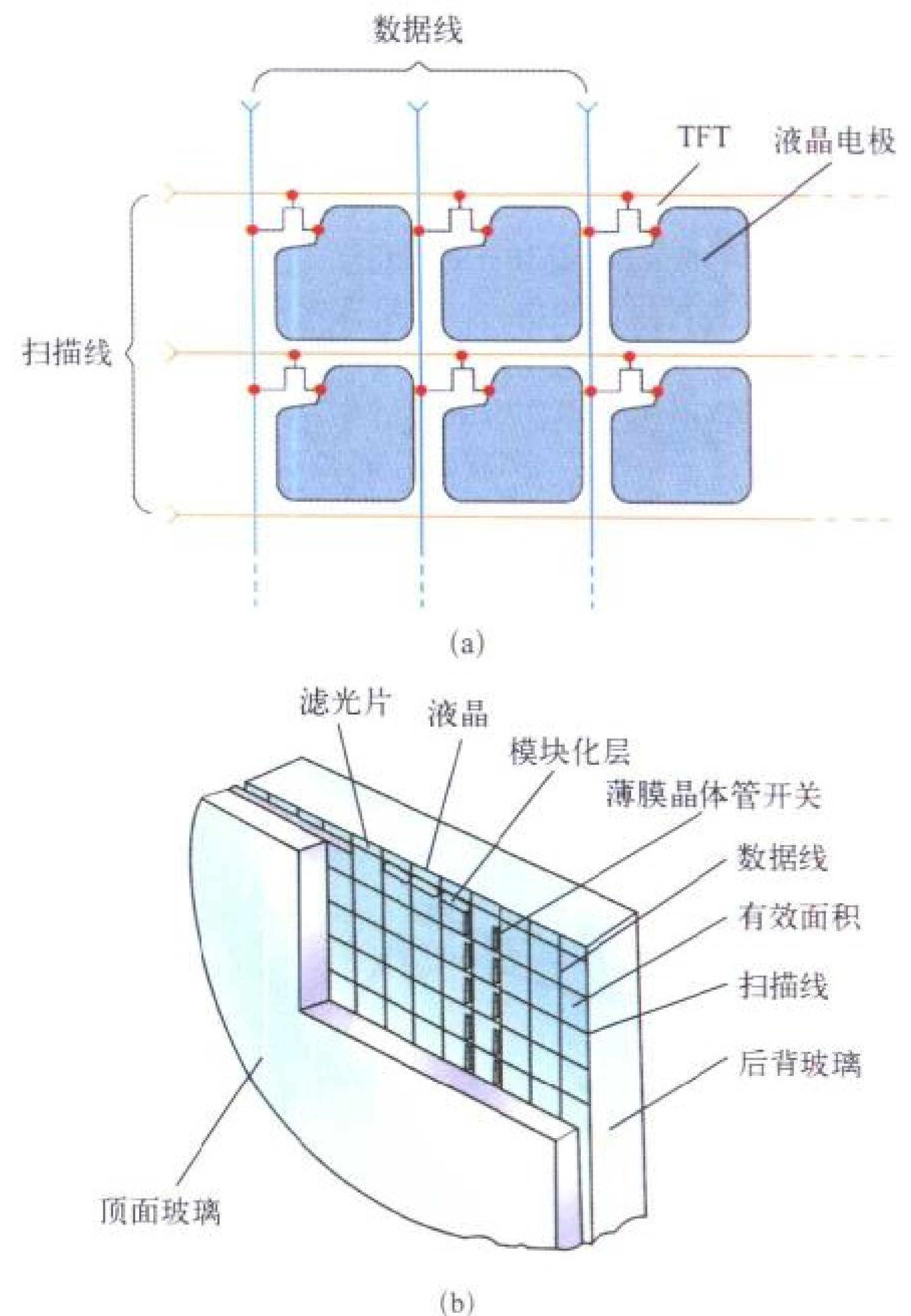
cailiao lixue

材料力学 mechanics of materials, strength of materials 固体力学最古老的分支，研究固体材料的力学性能和一维结构（直、曲杆，轴与梁）在外载作用下的应力、变形和破坏准则，为工程设计选材料和确定零件尺寸提供依据。材料力学对变形的基本假设是著名的平剖面假设，即假定细长杆状体的垂直于轴线的平剖面变形后仍保持平面并垂直于变形后的轴线，这样就把原本复杂的三维问题简化成一维（沿轴线）问题，大大减少了计算工作量而且能保证足够精度。传统材料力学主要研究小变形（几何线性）、线弹性（满足胡克定律）问题，最后方程为线性。由大变形（如橡胶型材料、杆件稳定性问题）引起的几何非线性，以及材料非线性（非线性弹性、塑性、蠕变）等材料力学问题是目前研究的重点。在航空器零件设计与强度校核中，材料力学仍然发挥着它的作用。

（撰写：何君毅 审订：张躬行）

caise yejing pingban xianshiyi

彩色液晶平板显示仪 color liquid crystal flat-panel display (LCD) 用薄膜晶体管（thin film transistor, TFT）阵列和液晶点阵制成的平板显示仪。由于它有许多优点，到 20 世纪 90 年代便取代彩色阴极射线管，而成为主要的航空航天



彩色液晶平板显示仪的构造示意图

仪表显示屏。其主要优点有：厚度小(不像 CRT 那样有电子枪，厚度较大)，是一种平板显示仪，重量轻、耗电功率小、电压低(几伏直流)、可靠性高(它的 MTBF 大于 CRT 的 10 倍以上)。阳光下的可读性是 CRT 的 5 倍多，耐冲击与振动，易于维护。内部构造示意图如图所示。其液晶点阵由薄膜晶体管阵列控制，在图 (a) 中纵线是数据线，横线是扫描线，在 17 cm × 17 cm 的显示屏内有 1024 × 1024 个像素，分辨率很高(每个像素为 0.146 mm × 0.146 mm)。1995 年投入使用的波音 777 型飞机仪表中，主要采用彩色液晶平板显示仪。美国 NASA 已准备用该显示仪作为航天飞机的下一代仪表。 (撰写：黄俊钦　审订：王占林)

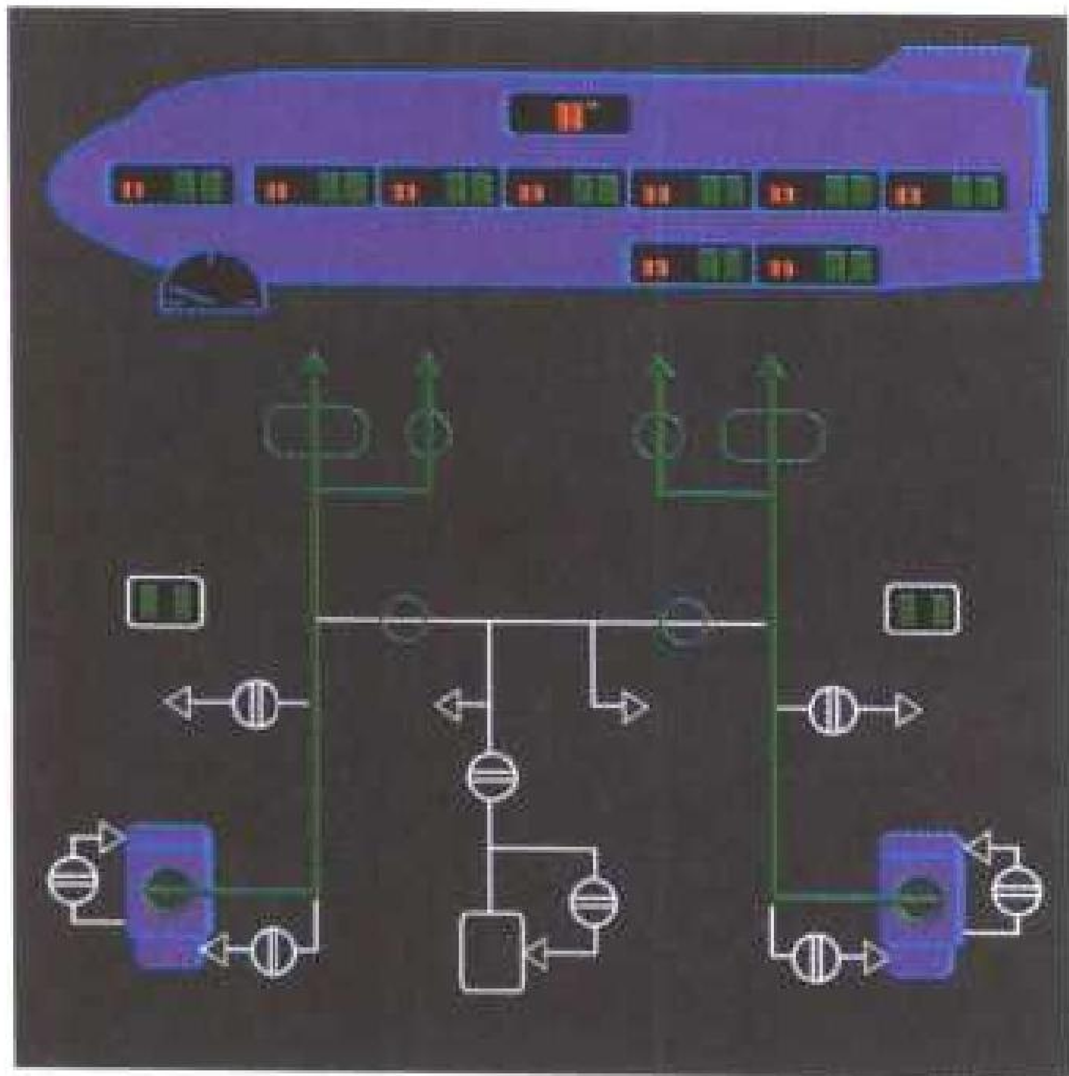
canyu bianxing

残余变形　residual deformation　结构或构件，在经历了载荷与环境条件的变迁而复原之后，其形状不能复原而残留着的变形。残余变形表明存在着残余应变场，往往还伴随有残余应力场。造成残余变形的原因很多，如结构在主要承载部位应力超过了弹性极限进入塑性阶段，卸载后往往呈现明显的残余变形；零构件的冷、热加工，经常会造成局部不均匀的塑性变形，引起残余应力以及残余热应力，这些残余应力有时会导致形状大改观；此外，材料本身的流变性，如高温蠕变，也会造成明显的残余变形。在飞机结构设计中应从多方面考虑残余变形可能造成的不利影响。

(撰写：张躬行　审订：何君毅)

cangnei kongtiao xitong xianshiyi

舱内空调系统显示仪　air conditioning system display　飞机舱内空调系统工作状态的显示仪。主要显示各舱段的给定温度和实际温度，并通过符号和不同颜色表示控制阀门和气囊工作状态，以及气流流动情况。



波音 777 飞机舱内空调系统图形显示仪

(撰写：黄俊钦　审订：王占林)

cangxiaoying

舱效应　chamber effect　又称性能漂移。同一台发动机在地面试车台试验与在高空试验舱内或飞机发动机舱内试验时所测得的无因次性能参数不相等或无因次性能曲线不重合的现象。一般后者高于前者，而且带有一定的随机性。在航空发动机高空模拟试验中，考虑这种舱效应，要对发动机性能试验结果进行必要的修正。

(撰写：杜鹤龄　审订：刘大响)

caozong fanxiao

操纵反效　control reversal　驾驶员操纵飞机产生的效果与其意愿相反的现象。结构变形会使操纵面效能变低。以副翼为例，副翼下偏是为了产生向上的附加空气动力，形成滚转力矩，但是，由于副翼的位置在机翼扭心之后，副翼下偏产生的空气动力使机翼产生低头扭转变形，产生向下的附加空气动力，抵消副翼下偏的效果，副翼效率降低。随着飞行动压的增长，这种效应越趋严重。当飞行动压达到副翼反效动压时，偏转副翼就产生不了滚动力矩，于是副翼失效。若超过这个临界动压，偏转副翼会产生与驾驶员意愿相反的滚转，这种情况就是副翼操纵反效。其他操纵面也有类似现象，统称操纵反效。 (撰写：管　德)

caozongli yu caozong weiyi

操纵力与操纵位移　control force and control displacement　驾驶杆和脚蹬作用于驾驶员的操纵反力和移动量。驾驶员是通过人感机构凭感觉操纵飞机的，除了感受过载大小外，还要感受与舵面气动特性相当的杆力和杆位移(杆行程)及脚蹬力和脚蹬位移，其中杆力最为重要。同时操纵飞机纵向和横向时，两杆力之间必须有一个适合的比值，升降舵(全动平尾)的纵向杆力 F_z 与副翼的横向杆力 F_x 的最佳比值是

$$F_z / F_x = 2$$

同样，杆力和脚蹬力也要有一定比值，脚蹬力 F_y 对横向杆力 F_x 的比值为

$$F_y / F_x = 5 \sim 8$$

为了防止驾驶员无意识地触动驾驶杆和减轻驾驶员的疲劳，操纵系统启动力应该在适合范围之内。

(撰写：徐鑫福　审订：王占林)

cefei

侧飞　side flight　直升机具有侧向水平分速的飞行，是直升机的重要飞行状态之一。其过程是先使直升机保持稳定地悬停，然后向左(或向右)压杆使直升机向左(或向右)侧飞，同时通过协调操纵使直升机保持恒定的俯仰姿态、航向和高度。 (撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强)

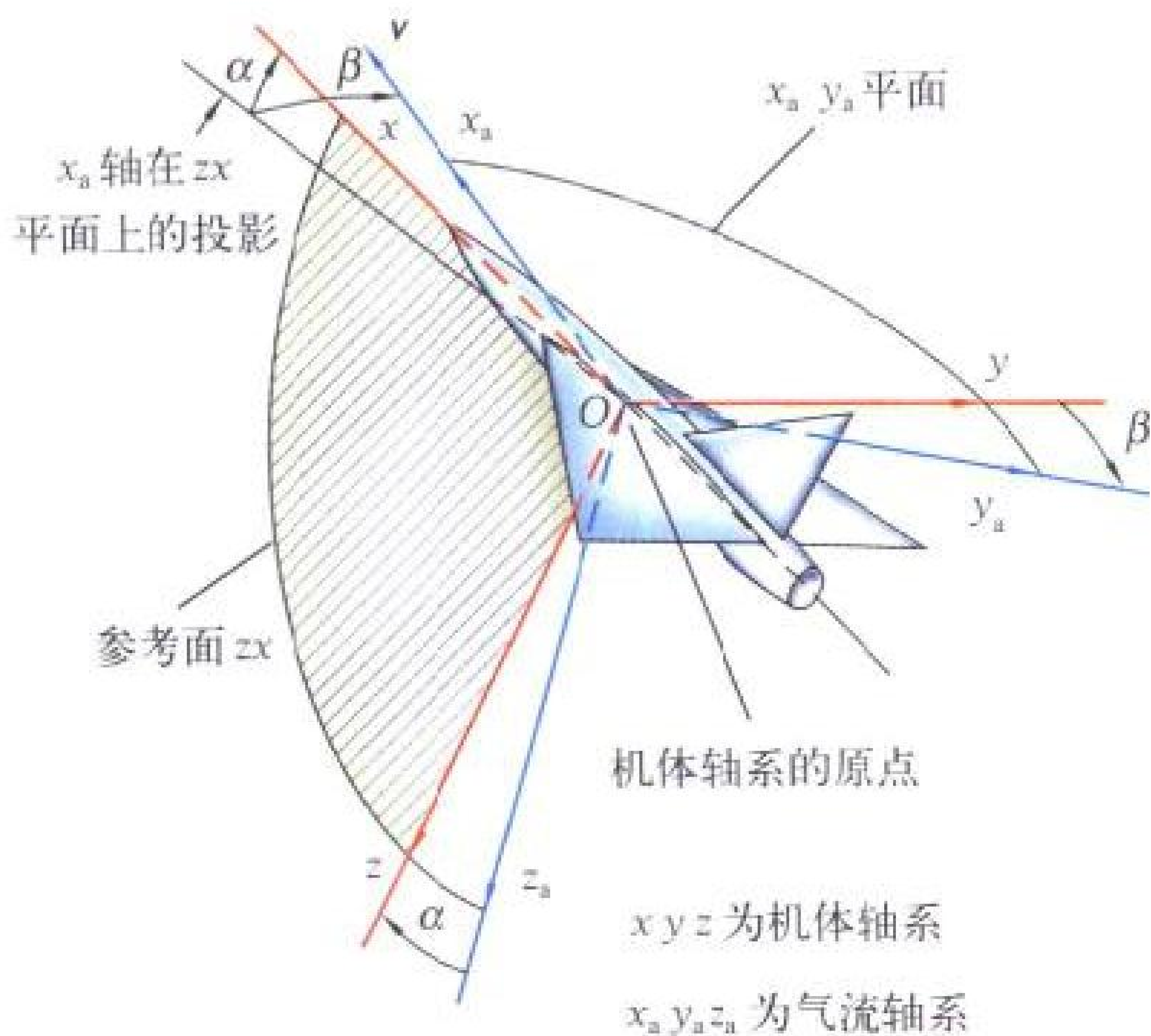
cehua

侧滑　sideslip　飞机作对称面与飞行方向(相对气流方向)不一致的飞行。其夹角称侧滑角。产生侧滑的原因除了飞机本身的原因外，驾驶员在飞行中只蹬舵或者只压杆，都会造成飞机侧滑。机头偏在飞行方向左侧称右侧滑，机头偏在飞行方向右侧称左侧滑。飞机上有仪表指示侧滑方向和大小。除有意作侧滑外，一般飞行中飞机都不带侧滑，有了侧滑要消除。侧滑飞行减少了部分升力，增加了阻力，飞机在下滑时能使下滑角增大，下滑距离缩短。一般小速度飞机多利用侧滑缩短下滑距离，迅速下降高度，着陆时可以修正下滑线高等。有的驾驶员利用侧滑来修正编队间隔及下滑着陆时修正侧风的影响。 (撰写：李玉璞　审订：李志强)

cehuajiao

侧滑角　angle of sideslip　飞机飞行速度向量与其在对称面上投影之间的夹角，一般用符号 β 表示(见图)。侧滑角的变化引起侧向力的变化、飞机质心在水平面运动方向的变化及

偏航力矩和滚转力矩的变化。

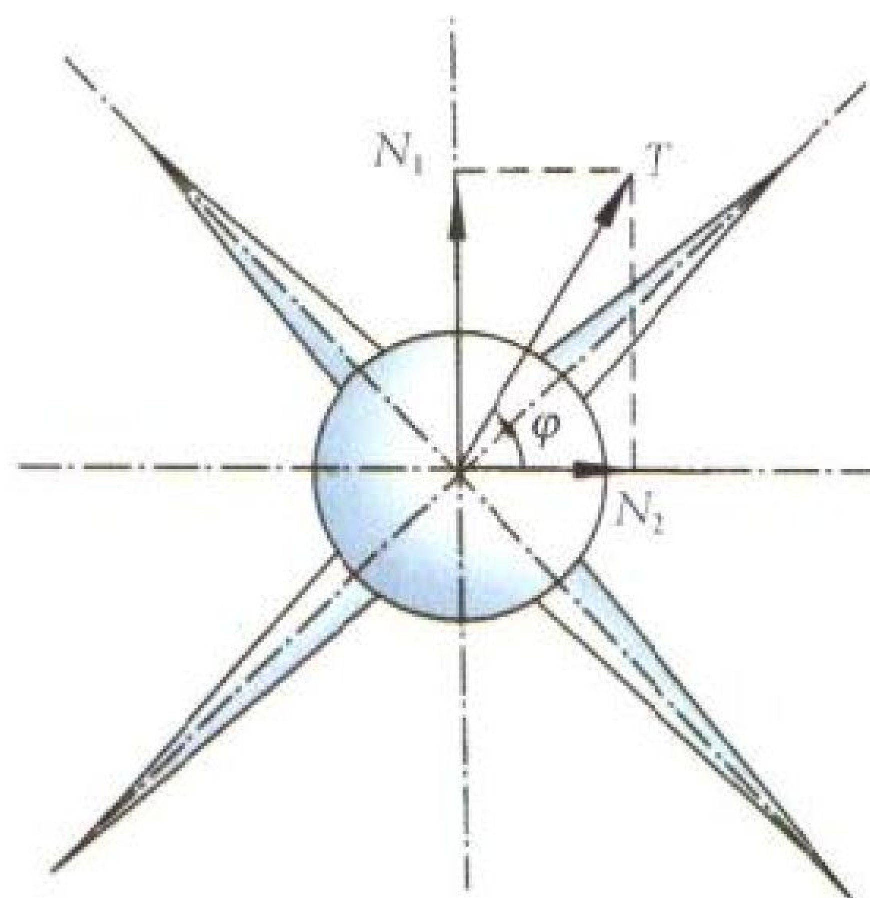


飞机速度相对于机体轴系的方位

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

cehua zhuanwan kongzhi

侧滑转弯控制　skid-to-turn (STT) control　用导弹相互正交的两个相同控制面（俯仰、偏航）来实现对导弹机动（转弯）进行控制的一种控制形式。这是目前导弹控制系统通常采用的一种有效控制方式，特别适用于小迎角飞行的轴对称 X 形布局气动外形的导弹。导弹转弯时横向过载大小和方向控制，利用导弹的迎角和侧滑角来实现。导弹两个控制通道独立工作，并根据当时目标的方位和导弹滚转位置，将目标和导弹的运动分解成两个平面的运动，并将俯仰及偏航通道看成独立的二维问题，分别按照导引规律要求来产生一定幅值和方向的机动过载，其制导指令符合直角坐标系正余弦分配律，一个通道的制导指令正比于导弹滚转角（包括目标的方位角）φ 的正弦，另一通道的制导指令则正比于 φ 角的余弦。导弹的侧滑转弯控制形式如图所示。导弹在任意方向上的机动，是俯仰、偏航通道上机动过载合成的矢量和。导弹自动驾驶仪设置有三个独立的控制通道（俯仰、偏航和滚转），其中俯仰和偏航通道共同控制导弹横向机动运动，而滚转控制通道用于稳定或阻尼导弹的滚转运动，以保证导弹的运动稳定性和控制性能。



导弹 STT 控制形式

STT 控制特别适用于一般机动过载（或迎角）不太大的轴对称导弹，采用该控制形式可使导弹横向机动（转弯）快。导弹在水平面侧向机动（转弯）时，其侧滑角（这时迎角近于零）相当于俯仰机动时的迎角，维持导弹的机动；而在非水平非垂直的任意方向机动时，导弹则同时存在着迎角和侧滑角。因此，该控制形式称为侧滑转弯控制。由于导弹的三个控制通道是相互独立的，故其系统的分析和设计工作比较简单。这种控制形式的缺点是不适用于大迎角高机动导弹的控制。在大迎角下，由于侧滑角和滚转角的存在，产生空气动力耦合现象——涡效应严重，由此诱导出的偏航和滚转力矩大，有时可能大到足以使导弹偏航失去控制，滚转失去稳定，因此限制了迎角的增加，从而限制了导弹过载的增加。

（撰写：王锡泉　审订：王祖典）

celi

侧力　side force　又称侧向力。当飞机有横侧运动（如侧滑）时，作用在飞机上的空气动力在垂直于飞机对称平面方向上的分量。一般规定指向右翼即驾驶员右方的侧力为正值。侧力与 $\rho V^2 S/2$ 的比值，称为侧力系数，以 C_C 表示，其中 ρ、V、S 定义与升力系数中相同。侧力系数是一个无量纲量，它与飞机形状、飞行姿态、雷诺数、马赫数等有关。侧力或侧力系数随侧滑角的变化率是研究飞机横侧特性的重要参数。飞机上产生侧力的主要部件是垂直尾翼与机身。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

cezhi jiashi shoubing

侧置驾驶手柄　side-stick controller　简称侧杆。安装在座椅右侧前方的力敏感驾驶手柄，代替原来的中央操纵驾驶杆。这种侧置驾驶手柄是一种无位移（或位移很小）而只有力感觉的手操纵装置。为了提高飞机的机动性，飞机的法向过载提高到 9，为使驾驶员能承受大的过载，其座椅的后倾角必须达到 30°（一般为 16°～18°）。为了配合大后倾角的座椅，采用侧杆。手臂以扶手为依靠，不需要大幅度的运动。如美国 F-16 飞机上的侧置驾驶手柄的前后或两侧的最大位移不到 1.6 mm，前后最大杆力为 180 N，左右最大杆力为 80 N。在高速时，用 140 N 拉杆就可以使过载达到 9。由于手的生理坐标与操纵坐标一致，如图 2，因而便于实现精微、准确的操纵；而且没有位于中央的驾驶杆，驾驶员观察仪表非常方便。

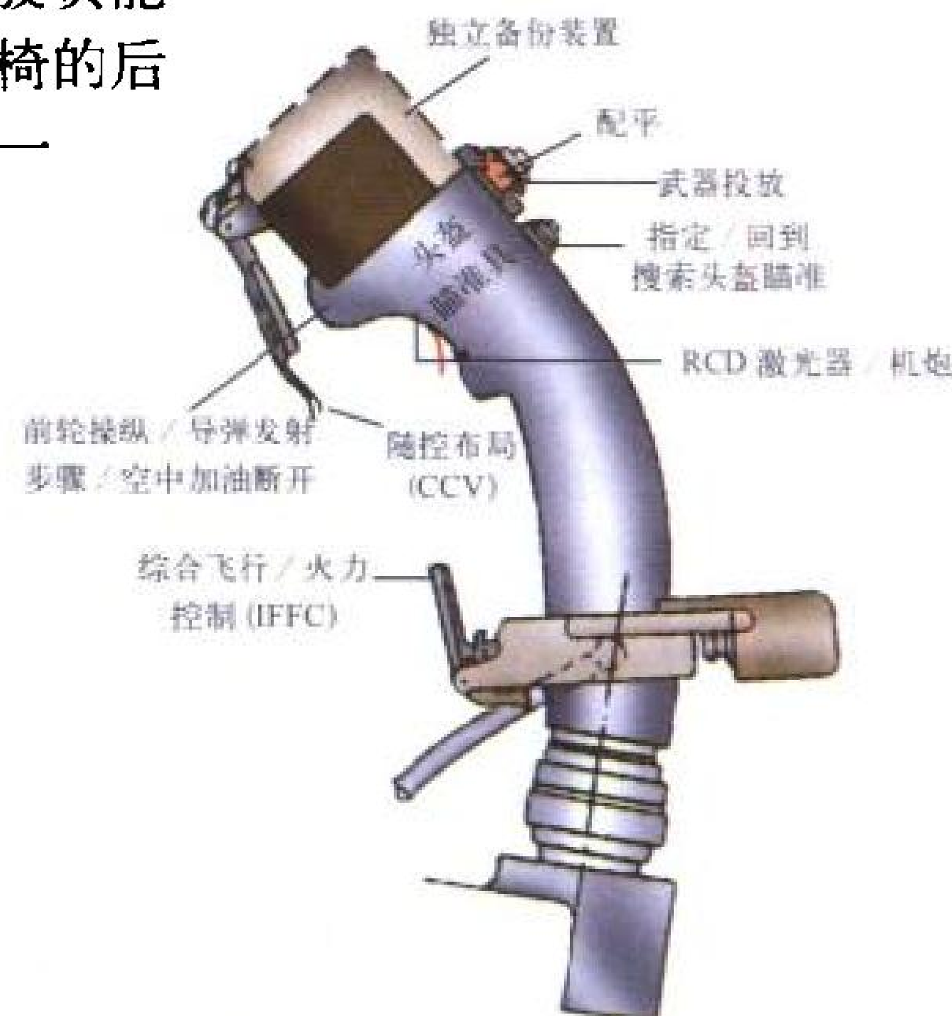


图 1　某型机侧杆控制器

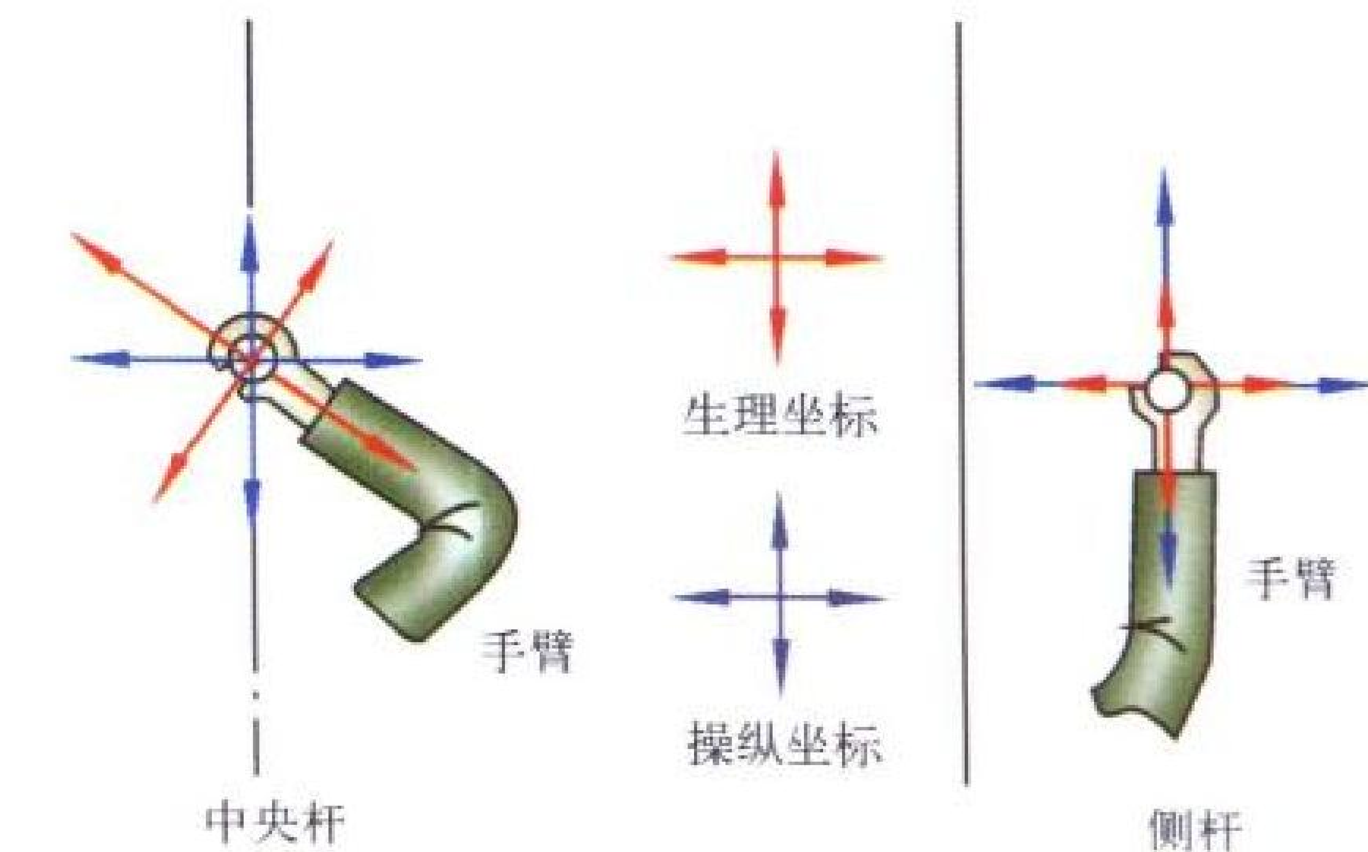


图 2　中央驾驶杆与侧置驾驶手柄的坐标对比俯视示意图

（撰写：徐鑫福　修订：于黎明　审订：王占林）

cehui fangzhi

测绘仿制 imitative production 航空产品研制的一种途径和方法。指对已有的航空产品实物进行分析、研究，弄清其工作原理和装配关系，并作必要的分解、测量，得到零部件的实际尺寸，绘制出该产品的生产图纸和技术文件，并按此制造出航空产品的过程。在这个过程中，还可以根据自身需求和技术发展情况对原产品进行一些设计更改。进行测绘仿制，比依照原有图纸进行单纯仿制的技术难度大，需要具备一定的技术和工业基础。通过测绘仿制，不仅可以自行生产这种产品，节省开发费用，而且可以提高本国的技术和制造水平，是技术不够发达的国家采取的发展本国工业的方法之一。测绘仿制要依法处理好有关知识产权的问题。

（撰写：李 天 审订：郑作棣）

cejuqi

测距器 distance measuring equipment 参见电子卷。

ceniu jigou

测扭机构 torque meter 测量发动机输出扭矩的装置。扭矩与发动机输出功率成正比，因此可用来指示涡轮轴发动机、涡轮螺旋桨发动机或活塞式发动机的输出功率。飞行员可以通过扭矩表掌握各台发动机的功率状态。测扭机构输出的扭矩信号，通过控制系统协调，匹配各台发动机的功率状态。有些发动机上，由于发动机故障，输出功率过低时，扭矩信号可用于螺旋桨顺桨自动控制系统。在具有喷水加力装置的发动机上，测扭机构还可协助喷水系统，在外界温度较高或在高原机场起飞时自动喷水，以恢复或增大起飞功率。其形式主要有液压活塞式和电磁式两种。两种方法的测扭精度均可达到1％。

（撰写：陈大光 审订：陈 光）

ceshi ji weixiu zongxian

测试及维修总线 test/maintenance bus (TM-bus) 简称TM总线。机载计算机系统在母板(或底板)级采用的一种测试维护用的总线。先进机载计算机系统采用外场可更换模块本身具有完善的自诊断能力，不需地面辅助，在外场就可将故障直接定位到可更换模块。在芯片、模块、子系统三级检测维修系统中，测试及维修总线连接模块的测试总线接口部件和子系统的维修模块。系统检测维修控制器控制整个系统的检测维修，并通过1553B总线与各子系统的维修模块连接，发布维修命令，接收各维修模块传来的各子系统的维修状态信息。测试及维修总线将维修命令传送给各子系统的应用模块，再通过芯片级串行测试总线送到芯片，同时又将监测各芯片的状态信息反向传到系统检测维修控制器，故障可定位到任一应用模块。

（撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

ceshi xitong donglixue

测试系统动力学 measurement system dynamics 研究测试系统及其组成部件动态特性，改善动态特性方法的学科。



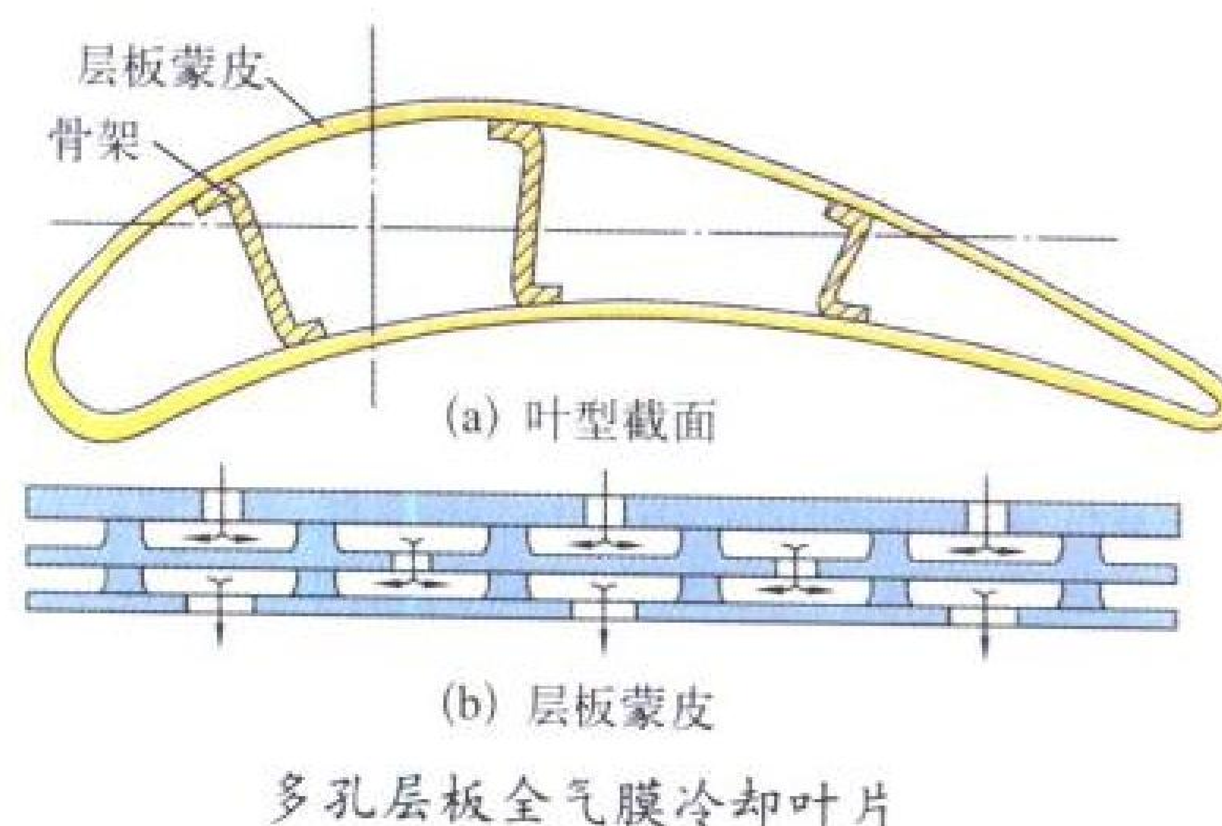
动态校准系统组成方块图

研究的目的是求出系统动态性能指标，以保证动态测量结果的失真小于允许值。研究方法是从动态校准实际实验开始，由校准结果建立动态数学模型，并求出被校准系统的动态性能指标；若动态性能不符合使用要求，则研究其改进方法。动态校准系统如图所示。建模方法是根据动态响应的实验数据建立动态数学模型，并将模型计算动态响应和实验动态响应打印在同一张坐标纸上，便于比较。由动态数学模型可算出系统的频率特性和频域动态性能指标；若需要进行动态性能改进，软件包内还有动态补偿数字/模拟滤波器设计方法，根据要求可以设计出该滤波器。动态建模方法有时域、频域、相关分析的方法；动态性能改进的动态补偿滤波器的设计方法有数字式的和模拟式的，它们的设计(和实现)方法不同，可见测试系统动力学的研究范围之广泛。

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

cengban lengque yepian

层板冷却叶片 laminated sheet cooling blade 由多层薄金属板组合成复杂冷却通道以提高冷却效果的涡轮叶片。其结构是根据叶片总体冷却方案和结构布置，将多层金属板用扩散焊或钎焊组合焊接成整体。每层金属板用电化学照相腐蚀方法加工出所需形状和尺寸的凹凸不平的图案和孔，层板组合后构成细密迂回的冷却通道网络，通道内还置有强化冷却用扰流柱和肋，在靠近燃气边的壁上分布有气膜冷却孔或缝。层板冷却叶片能够实现冲击冷却、内部强化传热和气膜冷却等方法更有效的结合。冷却效率可以提高到接近发散冷却的水平。按层板形式，可以分成径向层板叶片、弦向层板叶片和多孔层板全气膜冷却叶片(见图)。由于冶金和铸造技



多孔层板全气膜冷却叶片

术的发展，现已能够应用专门的熔模精铸工艺制造双层结构的层板冷却涡轮叶片，从而使层板叶片的工艺性和可靠性大为提高。多孔层板冷却技术除可用于涡轮导向器叶片和工作叶片外，还可用于涡轮发动机燃烧室。目前，层板冷却技术已进入应用阶段。

（撰写：杨燕生 审订：陈 光）

cengjian qiangdu

层间强度 interlaminar strength 复合材料抵抗由层间应力引起分层破坏的能力。它是复合材料应用研究的基本课题之一。对称铺设的复合材料层压板，在均匀拉力作用下，会在两侧自由边上出现分层，继而扩展，致使板条的刚度与强度下降。对于这样一种特殊的失效现象，经典层合板理论无法解释。该理论鉴于层合板上下表面均无外力作用，认为沿厚度方向的应力可以忽略不计也在情理之中。然而，基于弹性理论的数值解却发现层与层之间的应力分布变化很大，到达自由边有时甚至有无限大的趋势；云纹测试技术的实验结果也支持数值解，于是可以肯定，被经典层板理论所忽视的层

与层之间的层间应力恰恰是导致这种失效的直接原因。从弹性静力强度的观点看，由于层间的拉伸强度与剪切强度是与基体(树脂)的强度相当的，因此很容易导致分层破坏。通常用断裂力学进行层间强度分析，为此要预计一个裂纹，根据局部应力状态，近似按Ⅰ型、Ⅱ型或混合型处理。但是在复合材料中裂纹经常不按原样相似地扩展，而是有许多可能的路径，这就给分析带来了巨大困难。改变铺层顺序往往能够有效地缓解层间应力，此外还可以采取一些设计上的措施，如包边等防止层间开裂。 （撰写：张躬行 审订：郦正能）

cengliu

层流 laminar-flow 流体质点互不掺和、迹线有条不紊、层次分明的流动。层流时的剪切应力和热导率均比湍流时小得多。如能使飞行器的边界层保持层流状态，则可大大减小飞行器的摩擦阻力。这也就是研究层流机翼的意义。对于再入飞行器，如能使边界层在较长时间内保持层流，就可以减小再入飞行器的加热量。 （撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

cengliu jiyi

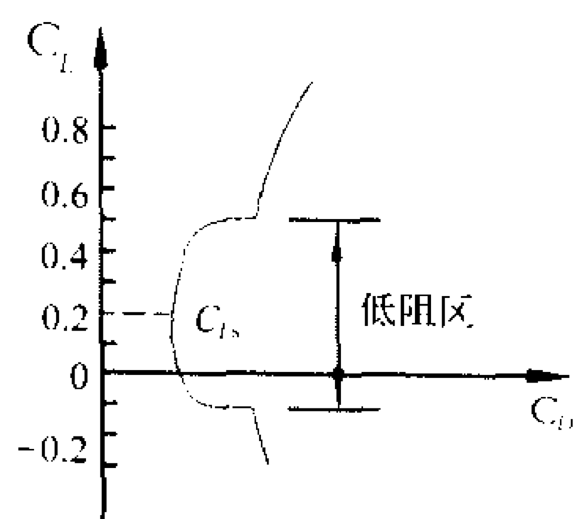
层流机翼 laminar-flow wing 飞行中大部分表面能够保持层流边界层的机翼。层流边界层的粘性摩擦较通常机翼表面的湍流边界层小得多，因而层流机翼的摩擦阻力也比一般机翼的小得多。常见的有两类用来保持机翼层流边界层的方法。一类是人工主动控制方法，如抽吸边界层法。它需要在机翼上表面开设许多微孔，采用吸气的方法尽量扩大机翼表面的层流边界层区域。这种方法工艺复杂，使用维护困难。另一类方法是控制机翼的形状，从前缘开始向后尽可能保持机翼上表面的空气压力平缓降低(负压梯度)，以延缓边界层由层流到湍流的转捩，从而保持机翼大部分区域为层流边界层。这种机翼又称为自然层流机翼。

（撰写：卫本琦 审订：赵秀丽）

cengliu yixing

层流翼型 laminar-flow airfoil 在该翼型的设计升力系数相邻的一个区域内，沿翼型表面从前缘向后的大部分范围内的流动为层流的翼型。从20世纪30年代末到整个40年代，美国NACA就开始了低阻、高临界马赫数翼型的研究工作，先后发展了多种系列的层流翼型。其中，最为成功的是NACA6系列层流翼型(NACA 6 series airfoil)。

NACA6系列层流翼型的几何外形特点是最大厚度位置靠后，前缘半径较小。在设计升力系数(C_{Ls})状态下，与NACA四位数字、五位数字翼型相比，翼面上的最小压力点位置靠后，负压峰值也较低，顺压梯度流动区加长，这不仅有助于保持层流边界层的稳定而不转捩，使摩擦阻力系数减小，而且也使临界马赫数提高，从而达到减小低速或亚声速最小阻力系数($C_{D\min}$)的目标(见图)。但是，当升力系数偏离设计升力系数过远，特别是超出低阻力区相应升力系数范围时，由于迎角效应产生的压力分布将使负压峰值增加，位置前移，逆压梯度区增大，顺压梯度区减小，均促使层流边界层转捩为湍流，而且转捩点位置迅速前移，使摩擦阻力迅速增加，

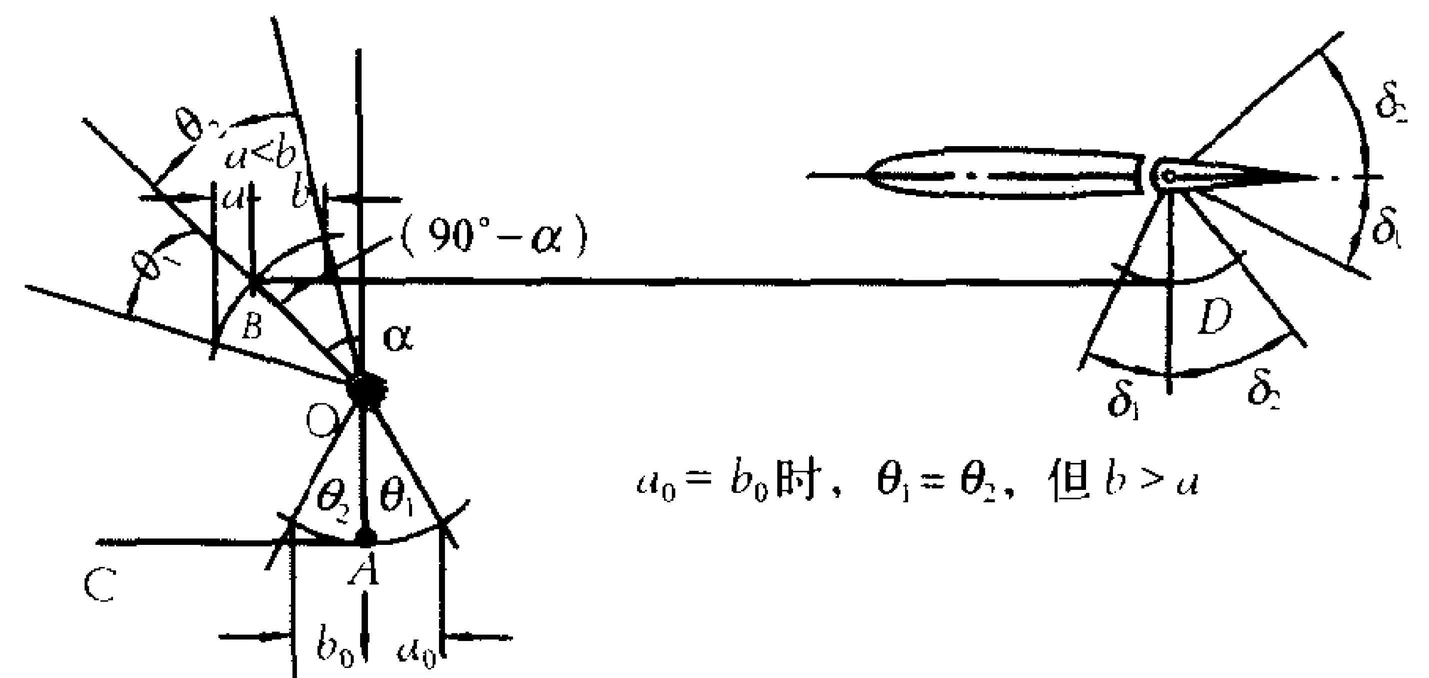


NACA6系列层流翼型的低阻区

故不能再保持低阻力的优点。加上在使用中飞机机翼表面特别是前段如不能保持必须的光滑，同样也得不到低阻力。还有机身、发动机短舱以及螺旋桨滑流等多种其他因素的干扰，故很难在飞行中保持机翼表面大部分为层流边界层。从这方面讲，NACA6系列层流翼型并没有完全达到预期的减阻目标；但它确实提高了临界马赫数，所以比较适用于高速飞机，目前仍被广泛采用。 （撰写：朱一锟 审订：陈晏清）

chadong caozong yaobi

差动操纵摇臂 differential control crank arms 又称双摇臂。可以使操纵产生差动，即当驾驶杆左右(或前后)偏度相等时，操纵面的上下偏度不等的摇臂。双摇臂之所以能起差动作用，是因为驾驶杆在中立位置时，差动摇臂的两个臂至少有一个臂与其拉杆不应成直角。如图所示，OB与其连接的传动杆BD之间的夹角$(90°-\alpha)$小于90°。如果



差动操纵摇臂的差动原理

$\theta_1=\theta_2$，而b点沿传动杆轴线方向的位移$a<b$，因而使操纵面的偏度$\delta_2>\delta_1$。b/a称为差动操纵摇臂的差动比。

（撰写：徐鑫福 审订：王占林）

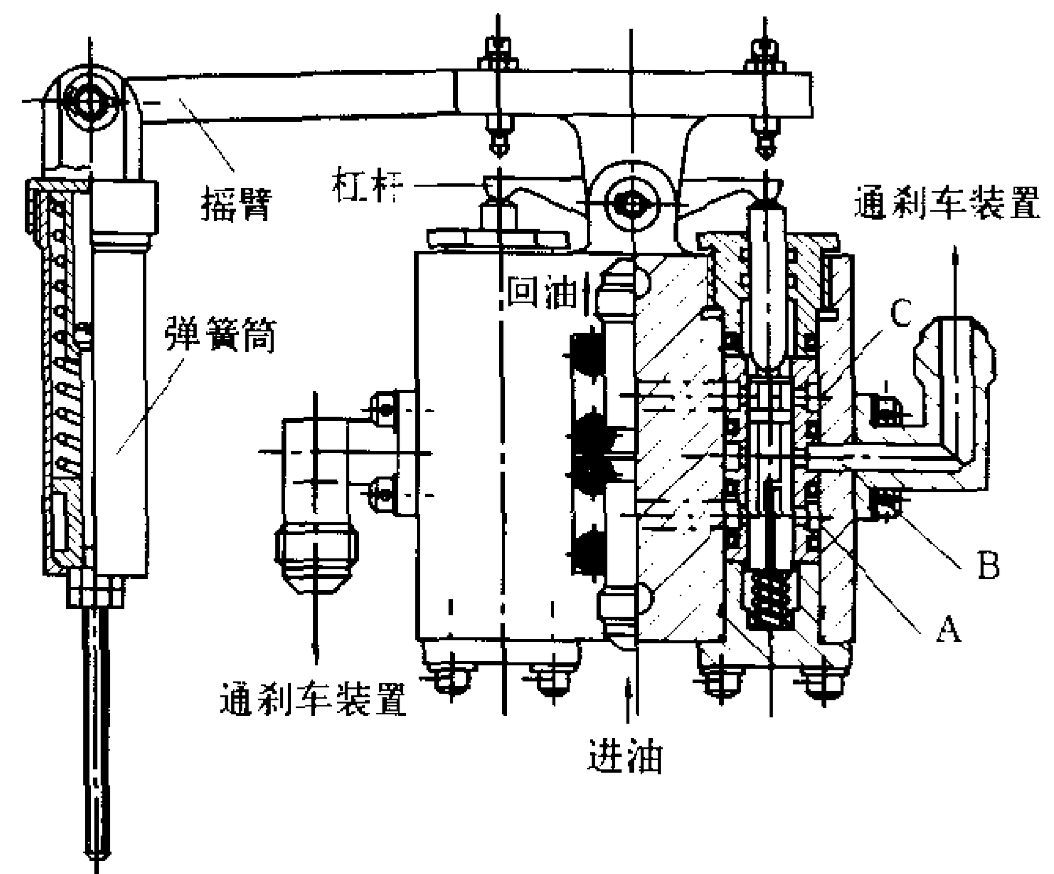
chadong pingwei

差动平尾 differential tailplane 左、右平尾翼面既能同向偏转起升降舵作用，又能分别向上、下不同方向偏转起副翼作用的水平尾翼。差动式平尾多用在翼展比较小的超声速飞机和变后掠翼飞机上。其平尾的展长与机翼的展长相差不多，利用平尾的差动产生的横滚力矩已能够满足飞机的操纵要求，因此整个机翼的后缘都可用来布置襟翼。

（撰写：郑锦榕 修订：赵秀丽 审订：任源博）

chadong shachefa

差动刹车阀 differential brake valve 又称刹车分配阀。用于手操纵刹车控制阀的刹车系统中，按照驾驶员的操纵，分



差动刹车阀结构原理图

配左右腔的输出压力，使输给左右侧机轮的刹车压力不等，以控制飞机地面滑行转弯或纠偏。差动刹车阀由左右完全相同的两个滑阀组成，由刹车控制阀来的油压同时进入左右滑阀。当差动摇臂和弹簧筒处于中立位置时，进油腔 A 同时与左右刹车腔 B 相通，此时差动刹车阀只起通道作用，不起差动作用。当驾驶员操纵弹簧筒时，左右阀芯位移不同，输出的刹车压力不同，从而起到左右差动的作用。每个阀的动作原理参见刹车控制阀。 （撰写：胡枫梧 审订：杨燕生）

chafen GPS

差分 GPS differential GPS (DGPS) 一种用来消除或减小公共项误差（卫星时钟偏差、星历误差、电离层延迟误差、对流层延迟误差等）、提高 GPS 定位精度的有效方法。它需要在已知准确位置坐标的点位上安置 GPS 基准站，并和用户 GPS 接收机同时接收 GPS 卫星信号。基准站将由 GPS 接收机测得的位置数据与事先已知的准确位置数据相比较，得出修正量，按规定的信号格式将此修正量通过数据链传送给各用户，用户借此对由 GPS 接收机测得的数据进行校正。一般差分 GPS 可分为 3 大类：(1) 位置差分，发送给用户的是修正位置的数据。(2) 伪距差分，发送给用户的是到各卫星伪距的修正数据。(3) 相位差分，发送给用户的是载波相位的修正数据。为了保证公共项误差的强相关性，以得到良好的差分修正结果，基准站和用户的距离不宜过大，一般应小于 200～300 km。 （撰写：孔国强 审订：郝广前）

chaihuanlü

拆换率 removal rate 在规定条件下和规定期间内，产品个体从飞机上拆下修理或报废的总次数与产品群体的总工作时间之比，是一种基本可靠性参数。拆换包括定时拆修（或定时报废）和因故障拆换，但不包括为便于其他维修活动或改进产品而进行的拆换。拆换率 R_r 可用下式表示

$$R_r = \frac{r_1 + r_2}{T}$$

式中 r_1 为定时拆修（或定时报废）次数；r_2 为因故障拆换次数；T 为产品群体的总工作时间。

（撰写：王立群 审订：甘晓华）

chanhunqu

掺混区 dilution zone 从掺混孔起到燃烧室出口截面之间的空间。其主要作用为：让从掺混孔引入的掺混空气在这里与来自上游的高温燃烧产物进行掺混，使燃烧室出口燃气的平均总温和温度分布达到设计要求。目前燃烧室出口燃气的温度场主要靠掺混区的掺混孔的数量、大小和位置的调整来达到设计要求。随着燃烧室出口温度的逐渐提高，能用于掺混的空气量越来越少，因此掺混区在调节燃烧室出口温度场方面的作用将相对下降。 （撰写：吴文东 审订：王洪铭）

chanpin zhiliang pingshen

产品质量评审 product quality review 为确保航空产品的研制质量，由承制单位组织设计、工艺、质量等部门的代表，并邀请使用方的代表和同行专家对所研制产品的质量及其制造过程的质量管理进行的评审活动。

产品质量评审在研制产品检验合格之后、出厂之前进行。飞机和机载设备一般可以在试飞（试验）之前和之后进行 1～2 次评审。评审的依据是：研制任务书或合同、设计图纸、技术文件和有关标准、规范，设计评审、工艺评审和首件鉴定的结论报告，以及有关的质量文件。评审的内容是：产品的功能、性能和工程更改状况；产品对环境的适应性；产品制造质量的符合性；质量缺陷、故障及超差、材料的分析和处理情况；同批产品质量的一致性和稳定性；外购器材的质量状况；执行质量管理文件的情况；质量原始记录档案情况，等等。

（撰写：陆镛 修订：金允汶 审订：张昌龄）

chanzhen

颤振 flutter 飞机或其部件的不稳定自激振动。属于动气动弹性稳定性问题。这是由于弹性力、惯性力、空气动力的交互作用使结构能从周围空气中吸取能量，产生不稳定。颤振主要有以下类型：

(1) 经典颤振。经典颤振产生的条件是自由度的耦合。例如，机身弯曲、扭转，翼面弯曲、扭转，操纵面偏转，外挂物运动的各种耦合颤振。所谓耦合，就是某个自由度运动产生的弹性力、惯性力、空气动力引起其他自由度的运动。例如，机翼重心和扭心不重合，弯曲振动时，惯性力对扭心的力矩使机翼扭转。凡是翼面或翼面同机身、外挂物耦合颤振必定有一个翼面扭转为主的自由度。它可以是翼面自身的振型，也可以是由机身或外挂物振型引起的。由于合适的频率、相位关系，某一个（些）自由度产生的空气动力在另一个（些）自由度上做正功，当飞行速压达到一定临界值后，空气动力做的正功超过结构和空气动力阻尼所耗散的能量，系统成为不稳定的。对于线性系统，达到临界速压时，产生等幅振动；在低于临界速压时，产生衰减振动；一旦超过临界速压，就产生发散振动，使结构破坏。对于非线性系统，如操纵系统和外挂系统，当速压达到一定值后，运动由衰减变成极限环（等幅振动）或混沌（可以预计的不规则运动）。速压加大，极限环或混沌幅值加大；加大到另一个速压后，成为发散振动。

(2) 单自由度颤振。因为某一个自由度运动产生的空气动力对本自由度做正功，也就是本自由度的空气动力阻尼变成激励。例如，操纵面嗡鸣，就是在跨声速时，操纵面偏转引起的激波运动和边界层运动产生的空气动力同操纵面偏转之间有合适的相位，使操纵面偏转成为不稳定的。嗡鸣是极限环振动。这时，由于操纵面的激励作用，可能会形成全机或某些部件的强烈振动，也会导致结构的破坏。嗡鸣的产生，只取决于 M 数。速压大小，只影响极限环的强度。

(3) 特殊形式的颤振。例如，由于螺旋桨的俯仰、偏航耦合引起的螺旋颤振。在一定的螺旋桨转速下，当飞行速压达到临界值时，产生螺旋颤振。又如，当翼面（包括螺旋桨、旋翼、发动机叶片）在失速迎角附近工作时，会在一定条件下产生主要是扭转运动的极限环振动，称为失速颤振。再如，结构蒙皮在超声速气流中，在一定的速压下产生的极限环振动，称为蒙皮（或壁板）颤振。 （撰写：管德）

chanzhen moxing shiyan

颤振模型试验 flutter model test 根据刚度、惯性和空气动力外形的相似律的要求，用动相似缩尺模型在风洞中研究飞机颤振特性的试验。试验的目的主要是确定颤振临界速压。低速风洞颤振试验采用逐渐增大风速的方法；高速风洞颤振试验则多采用固定 M 数，逐步加大气流密度的方法。确定临界颤振点，最简单的方法是观察模型的振动由衰减转为

发散的过程。由于这样容易损坏模型，便发展了亚临界的响应测量和分析技术，根据模型亚临界响应随风速或动压的变化推测颤振临界点。由于是个外推过程，所以需要采用专门的技术。 （撰写：管 德）

chanzhen zhudong yizhi

颤振主动抑制 flutter active suppression 应用主动控制技术，提高飞机的颤振动压。延缓颤振发生的传统办法是根据颤振分析的结果对结构有关部位的质量与刚度分布进行必要的调整，这便是所谓的被动控制。颤振主动抑制的基本要点是，根据布置在结构上的传感器所测到的信息，经过为提高颤振动压而专门设计的控制律，产生控制信息，驱动安装在结构适当位置上的操纵作动器，使操纵面偏转，产生空气动力，以推迟颤振现象的发生，提高飞行器的颤振临界动压。近年来出现了利用智能材料与自适应控制方法抑制颤振运动的有关研究。

（撰写：张彤行 审订：管 德）

changqi shiche

长期试车 endurance test 又称持久试车。为检查发动机的性能、可靠性和耐久性，确定发动机寿命和检验新工艺、新材料和新油料的可用性所进行的持久鉴定试车。长期试车分全寿命试车和其他类型的长期试车，目前经常使用的有150小时持久试车和全寿命长期试车(对短寿命发动机而言)。长期试车前，要进行预检试车，以调整发动机性能，记录发动机的过渡状态性能。长期试车中发动机的试车状态和时间分配，原则上要根据飞机的典型飞行载荷谱的状态时间来确定。 （撰写：叶培梁 审订：刘大响）

changgui buju

常规布局 conventional configuration 又称正常布局。沿飞机纵轴方向，主气动升力面(机翼)位于辅助气动升力面(平尾)之前的气动力布局形式。这种气动力布局形式的采用历时最长，应用最广泛，并有较丰富的设计和使用经验；它能比较好地同时照顾到起飞、着陆等低速飞行性能和高速飞行性能的不同要求。民用飞机像波音737、747、757、767以及777等飞机，军用飞机像米格-15、17、19、21等，采用的都是常规气动力布局形式。（撰写：朱一锟 审订：陈晏清）

changgui jichang

常规机场 normal airfield 按规定的机场等级建造的永备机场。供航空兵部队平时驻扎用。战时，它向分散进驻到其周围野战机场的航空兵部队提供保障资源上的支援。

（撰写：王立群 审订：姬永兴）

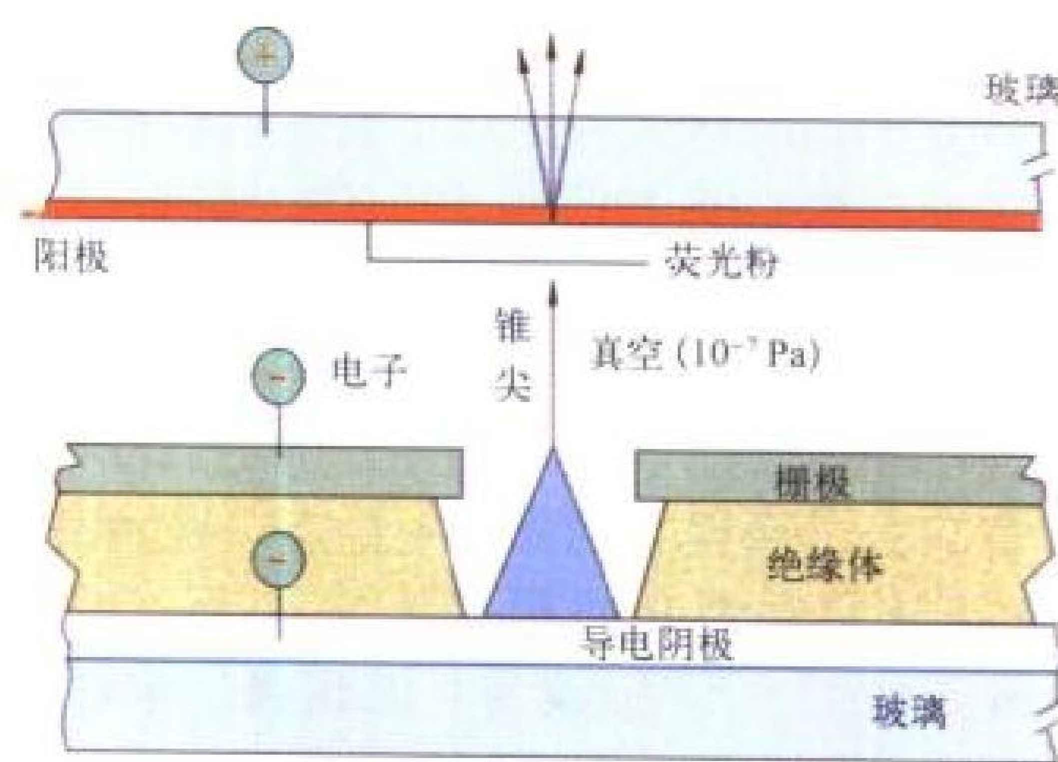
changgui peidian buju

常规配电布局 normal distribution layout 配电中心在座舱区内，空勤人员能直接操作的一种配电系统。分为集中式、分散式及混合式3种。集中式配电将所有电源的电能集中传输到中央配电装置，然后再分配到用电设备。这种配电方式操作维护方便，但电网重量大。分散式配电将电能分别输送到几个配电装置，各配电装置之间可以互相转换连接，这种配电方式生命力较强。混合式配电由一个中央配电装置与若干个分散配电装置组成，兼有上述两种配电方式的优点，适用于中型飞机。由于常规配电布局中导线必须从发电机敷设到座舱然后再进行分配，因而这种布局的馈线重量较重。为了减轻配电系统重量，又发展了遥控配电布局。

（撰写：韩西生 审订：杨燕生）

changfashe pingban xianshiqi

场发射平板显示器 field emission flat panel display (FED) 由场发射阵列真空微电子显示器件做成的平板显示器。其单个像素(其面积0.12 mm²)的内部构造如图所示。它采用冷阴极和尖锥，栅极孔与尖头距离0.08 μm。相邻两尖头之间距离0.32 μm。阴极阵列是用敷有导电薄膜的玻璃板做基底，其上生长一层电阻层，一层绝缘层。栅极是一层阵列结构的微米级小孔。荧光屏由带有透明导电膜的玻璃板制成，在导电膜上涂覆荧光粉。场发射阵列阴极产生电子发射，栅阈值电压仅为几十伏到百伏的量值。电子加速电压为400 V。荧光屏与衬底距离约小于200 μm，必须在两块板间加阵列的隔



场发射平板显示器单像素内部构造图

离柱。主要特点有：体积小，重量轻，厚度小于6 mm，与LCD相似；易于拼接，可望做成大屏幕显示器；运用电压低、功耗小、寿命长；图像质量好。FED可做到高亮度、高分辨率、全彩色、多灰度、高响应速度(小于等于2 μs)。1991年法国国家核研究中心已研制成功15.24 cm × 15.24 cm，256 × 256个像素的显示屏，但尚未解决起弧(尖端放电)问题，到目前为止仍无商品出售，专家预言约10年后才有商品。 （撰写：黄俊钦 审订：王占林）

changjiedeng

场界灯 outline light 又称边界灯。标志端保险道端部边缘的灯，设在端保险道的边线上。一般单向导航时距跑道两端400 m各设4只灯。双向导航设8只灯，分内侧灯和外侧灯两排灯，每排4只灯。两只设在跑道边灯的延长线上，两



场界灯

只靠外侧50 m设置。灯光为红色，采用探照灯型。场界灯由灯光变电站控制，当主方向为着陆方向时开外侧灯，关内侧灯，而次方向则关外侧灯，开内侧灯。当着陆线改变后开关灯状况随之变换。 （撰写：范黎明 审订：姬永兴）

changya gaodu

场压高度 airfield pressure altitude 又称机场压力高度。根据机场气象台测出机场的大气压力(场压)，由标准大气表查得的相应高度。航空器在着陆时，通过气压调整装置，将气压表调至场压，以保证着陆安全。

（撰写：李志强 审订：陈增江）

changzhan shebei

场站设备 airfield equipment 由机场场站管理的保障飞行所用的车辆、机械、设备的统称。主要包括：四站保障车辆，如制氧车、充氧车、制冷充冷车、电源车、起动车等；供应车辆、机械，如航材供应车、油泵车、加(运)油车、附油加油车、炸弹推车、弹带排装机等；场站保障机械，有跑道清扫机、压路机、推土机、拖拉机、割草机、扫雪车、牵引车、救护车、消防车、吊车等。在飞机转场时，它们不随飞机一起转场。

（撰写：侯志刚 审订：王立群）

changkaishi tanshe zuoyi

敞开式弹射座椅 open ejection seat 应急离机时人体直接暴露于气流中的弹射座椅。用于抛盖弹射或穿盖弹射。其结构简单、重量较轻、研制费低、方便易行、使用可靠、维修方便，但必须设置座椅安全带、高速弹射防护装置、个体防护装备(特种飞行服装、头盔、应急供氧装备)保护人体免受高空环境和高速气流吹袭的伤害。目前已能保证0～25 km高度、0～1200 km/h速度时安全救生。它广泛用于各种军用飞机。采用各种先进技术(如立姿自导技术、微处理机技术、推力矢量控制)进一步扩大救生性能包线和发展高过载弹射座椅是其两个发展趋势。

（撰写：高闻天 审订：袁修干）

chaodaxing feiji

超大型飞机 ultra-large airplane, super-jumbo aircraft 比目前所有的民用飞机都大的飞机。主要指空中客车公司、美国波音公司正在研制的超大型民用运输机。随着航空运输量的增大，世界上许多航空港出现了拥挤现象。为了解决这一问题，降低航空公司的运营成本，空中客车公司和波音公司先后提出了超大型飞机的方案。空中客车公司的A380超大型飞机(见图)计划载客530～570人，航程13890 km，2005年交付运营。波音公司则计划在波音747的基础上推出747-



空中客车公司的A380超大型飞机

500 X和747-600 X超大型飞机。747-500 X的载客量为462人，航程18500 km；747-600 X的载客量为548人，航程16500 km。除了空中客车和波音公司之外，法国宇航公司和俄罗斯也开展了超大型飞机的研究工作。预计超大型飞机很快将在民航领域得到应用。

（撰写：赵群力 审订：任源博）

chaodikong feixing

超低空飞行 very low altitude flight 飞机在高度100 m以下飞行。由于飞行高度低，在飞行中出现了一些特点：飞机发动机由于耗油量大，飞机航程和续航时间大大缩短、机载电子设备作用距离减少等；在操纵方面驾驶员精力要特别集中，目视飞行的因素增大，要经常观察地面，注意地面地形的起伏及高大建筑物的影响，尤其向下机动时，更要注意地面的障碍物。飞机与地面相对运动速度大，驾驶员易疲劳；飞行中观察地面地标范围小，看地标的时间短，辨认地标困难，不易确定飞机位置。在领航方面，飞行前要仔细研究航线及活动空域的地形、地貌，尤其高山及高大建筑物的位置、高度等。超低空是农林作业飞行活动高度之一，可以进行播种、除草、灭虫作业和组织旅游。超低空飞行在军事上有利于突破敌防空体系，隐蔽接近目标，给予突然袭击。超低空飞行突击敌目标相对比较安全，雷达不易发现，导弹不易击中，但易受敌地面炮火的攻击。

（撰写：李玉璞 审订：李志强）

chaolinjie jiyi

超临界机翼 supercritical wing 采用超临界翼型的机翼。参见超临界翼型。

chaolinjie yixing

超临界翼型 supercritical airfoil sections 由美国NASA的Whitcomb在20世纪60年代发展的一种适用于超临界马赫数飞行的现代跨声速翼型。

当初，Whitcomb提出超临界翼型主要依据大量的跨声速风洞试验研究结果。目前有关超临界翼型的研究情况已有大的改观。各种跨声速理论的计算方法及软件和跨声速风洞

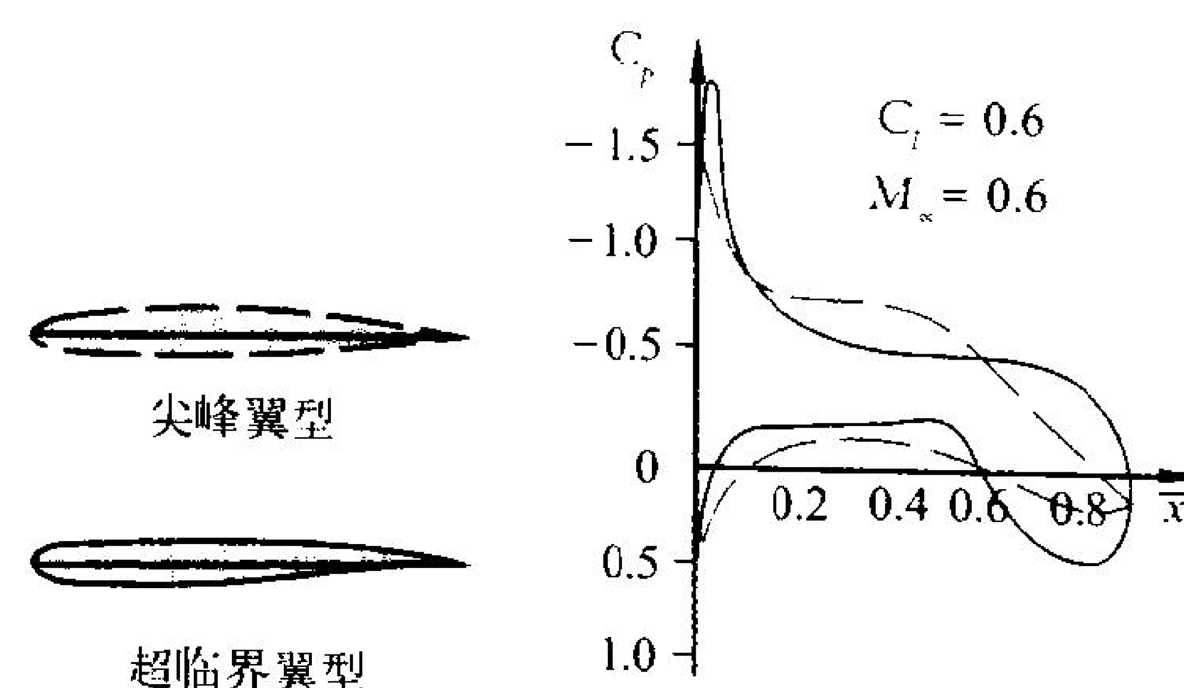


图1 超临界翼型与尖峰翼型压力分布比较

试验技术的相互配合，已成为设计各种超临界翼型十分有效的工具。典型超临界翼型和尖峰翼型在亚临界情况下的压力分布比较见图1。超临界翼型的设计主导思想仍是放在如何提高阻力发散马赫数上。它采用了后部加载方法(在下翼面后段有一个向里凹进去的反曲形翼面，用来增加后段翼面的正弯度)即增加翼型后段的升力，这样可以使上翼面顶点和顶点附近的负压减小，从而提高了翼型的阻力发散马赫数。超临界翼型大部分上翼面十分平坦(曲率很小)，可使顶点之后背风翼面区的垂直投影面积(产生阻力的有效面积)变小，即使当顶点及顶点之后翼面的局部马赫数超过1.0时，也不会导致激波阻力增加过快。此外，为适应后部加载的需要，上下翼面将在后缘处相切，后缘角为零，这也有助于减小后段翼面的逆压梯度，减小上翼面边界层的分离和压差阻力。图2列举了超临界翼型和NACA 6系列层流翼型的超临界流动情况。

超临界翼型也有其不足之处，在偏离设计迎角范围飞行时，阻力发散马赫数将减小；如后缘部分很薄则可能会给结构安排带来困难；后部加载将产生较大的低头力矩，为了配

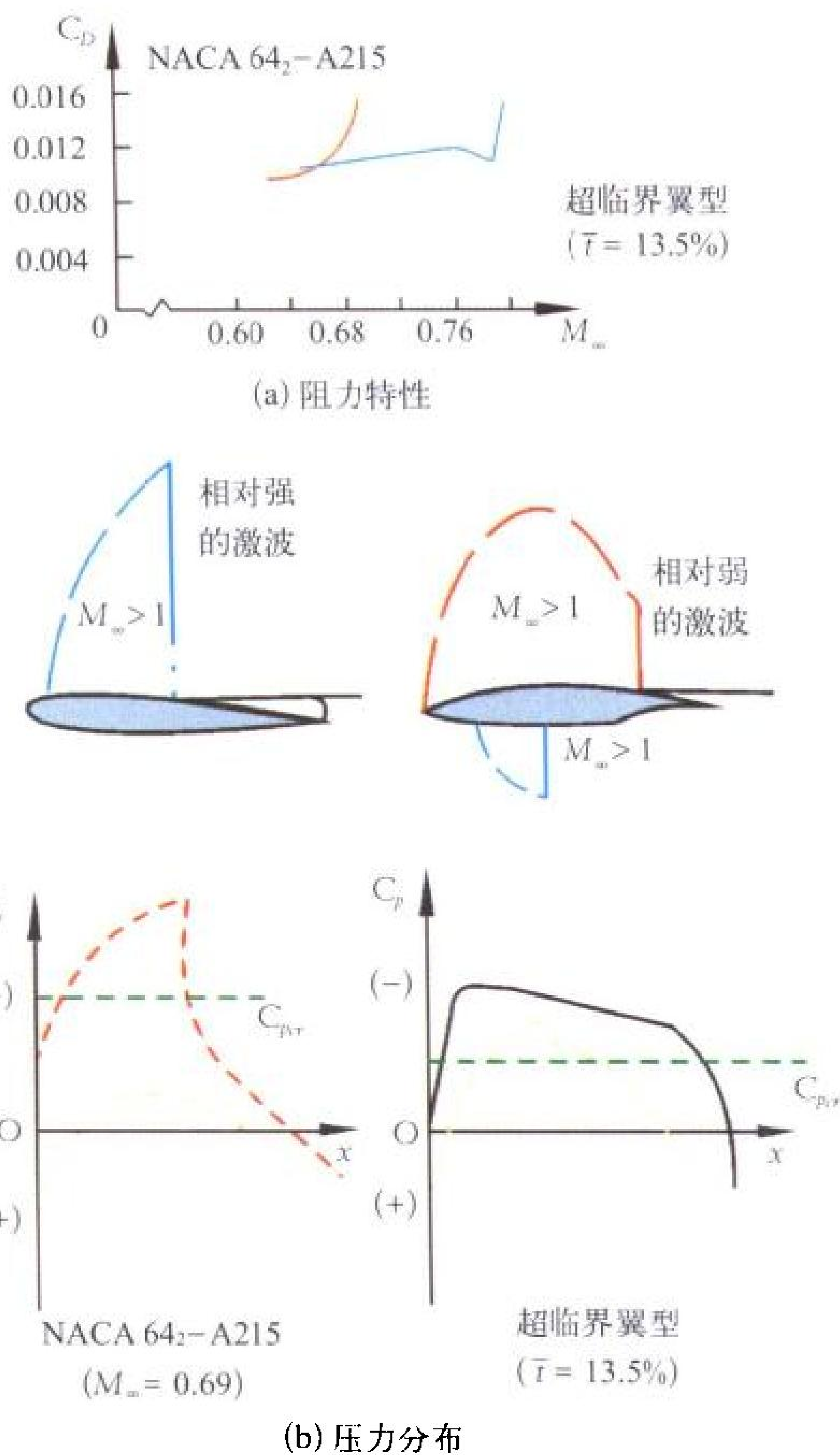


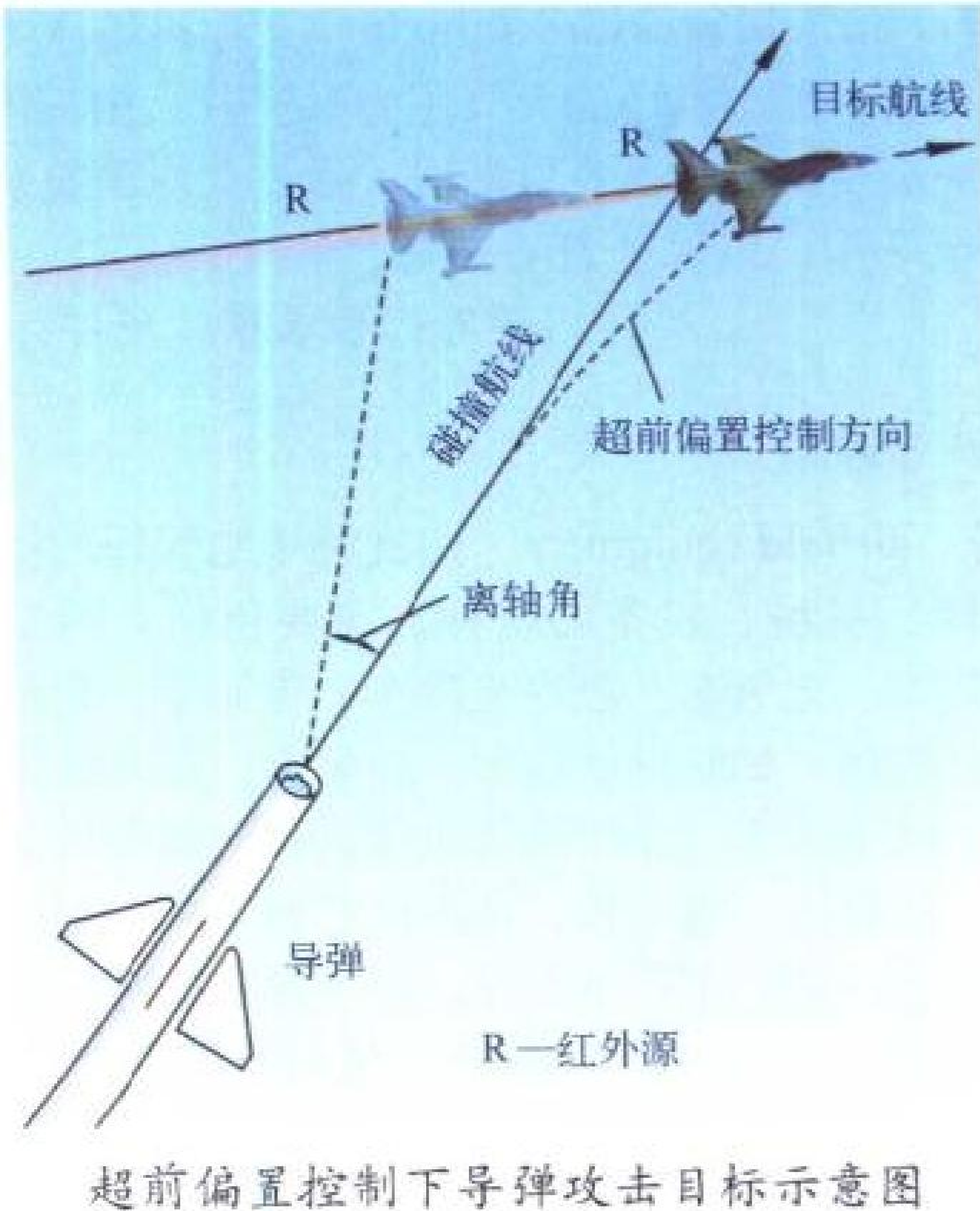
图 2 超临界翼型与 NACA 6 系列层流翼型之比较

平将增加配平阻力；翼身间的干扰也可能改变和恶化内翼部分的流动情况，从而减小机翼的阻力发散马赫数等。尽管如此，采用超临界翼型，在给定机翼后掠角和相对厚度 $\bar{t}$ 情况下，可以提高巡航速度；在给定阻力发散马赫数情况下，机翼可采用较小的后掠角或较大的相对厚度，从而可减小机翼结构重量，因而可采用较小的机翼面积，减小燃油消耗和降低运营成本等。超临界翼型已在现代运输飞机上广泛采用，例如波音 757 和波音 767 飞机等。

（撰写：朱一锟　审订：陈晏清）

chaoqian pianzhi kongzhi

超前偏置控制　lead bias (LB) control　一种使红外寻的导弹遭遇段运动自动偏离原导引律命中点而指向目标飞行前方命中点的控制方式。它可以提高导弹对实际目标的导引精度，从而明显提高对目标的毁伤概率。对于一般红外导弹，由于其寻的头只瞄准、跟踪和导引导弹飞向目标的红外源，如发动机的尾喷管或发动机尾喷气流处，致使导弹命中点偏离目标的要害部位，造成毁伤概率降低。为克服上述缺陷，在红外全向攻击导弹控制系统中，一般设置有超前偏置电路。它在与目标的最后遭遇段（小于 1 s 时间）期间，其制导系统按照超前偏置要求，产生导弹控制指令，且其控制过载 n_{LB} 起主控制作用，使导弹继续以最大机动过载机动，超前偏移原命中点（红外源中心）而向着预定的目标要害部位实施攻击，从而提高导弹对目标的导引精度和对目标的毁伤概率。超前偏置控制下导弹对目标的攻击如图所示。



超前偏置控制下导弹攻击目标示意图

（撰写：王锡泉　审订：郑志伟）

chaoqingxing feiji

超轻型飞机　ultralight aircraft　按重量分类中最轻的一类飞机。它与轻型飞机的区分尚无严格统一的规定。根据中国民用适航管理部门的要求，超轻型飞机应具备以下特征：(1) 用螺旋桨产生拉力或推力；(2) 乘员不超过 2 人；(3) 最大起飞重量不超过 285 kg（单座）、480 kg（双座）（水上型可增加 50 kg）；(4) 最大起飞重量时失速速度不超过 72 km/h；(5) 只允许非特技飞行。

初级超轻型飞机的机翼多用铝管作骨架，蒙以聚酯纤维织物并用钢索加强。这种构造重量较轻，但阻力大。气动外形较好的超轻型飞机常用泡沫塑料和玻璃纤维制造流线形的机翼和机体。超轻型飞机一般是以零、组件状态装箱出售，由用户在飞行现场按说明书装配成整机。超轻型飞机在美国兴起时并不需要取得适航证书，也没有航行管理条例，只要飞行高度在 100 m 以下并离开机场、航线、公路和人口稠密的地区，就可以在白天不限时地飞行，飞行员也不要求取得驾驶执照。20 世纪 80 年代以后，天空中超轻型飞机增多，



中国研制的"蜜蜂"3 号超轻型飞机

已威胁到正常航线飞机的安全，因此各国不同程度地加强了对它们的管理，如要求飞行人员有驾驶执照，规定了这种飞机的适航条例等。

（撰写：俞公诏　审订：张钟林）

chaoran chongya fadongji

超燃冲压发动机　supersonic combustion ramjet, scramjet　燃料在超声速气流中进行燃烧的冲压喷气发动机。航空器飞

行时，迎面高超声速气流在进气道内压缩，且以超声速流进入燃烧室，与燃料混合燃烧，燃气自喷管膨胀排出，产生推力。使用超声速燃烧能减少气流压缩和膨胀损失，降低气流静温和静压，减轻发动机结构负荷。以液氢或烃类作燃料，使用烃类燃料，最高飞行马赫数在 8 以下，使用氢燃料适用于飞行马赫数 6 ~ 16 或更高的飞行器。超燃冲压发动机按燃烧形式分为扩散燃烧和爆震燃烧；按流动方式分为内部燃烧和外部燃烧。研制的关键问题有：气流与燃料的混合、激波和边界层的相互作用、燃烧稳定性、发动机的调节和冷却、机身和发动机的一体化设计等。超燃冲压发动机目前尚在研究之中，可用于高超声速导弹、高超声速飞机和空天飞机等高超声速飞行器。 （撰写：刘兴洲 审订：陈 光）

chaoshengsu feiji

超声速飞机 supersonic aircraft 最大平飞速度超过声速的飞机。一般指最大平飞马赫数超过 1.4，但低于 5 的飞机。

超声速飞行时，由于气流产生激波而生成很高的波阻。为尽量降低波阻，飞机多采用小展弦比、平面形状为梯形或三角形的薄机翼。翼剖面采用相对厚度较小、近于对称的翼型。翼剖面的前缘半径很小，接近尖锐前缘。

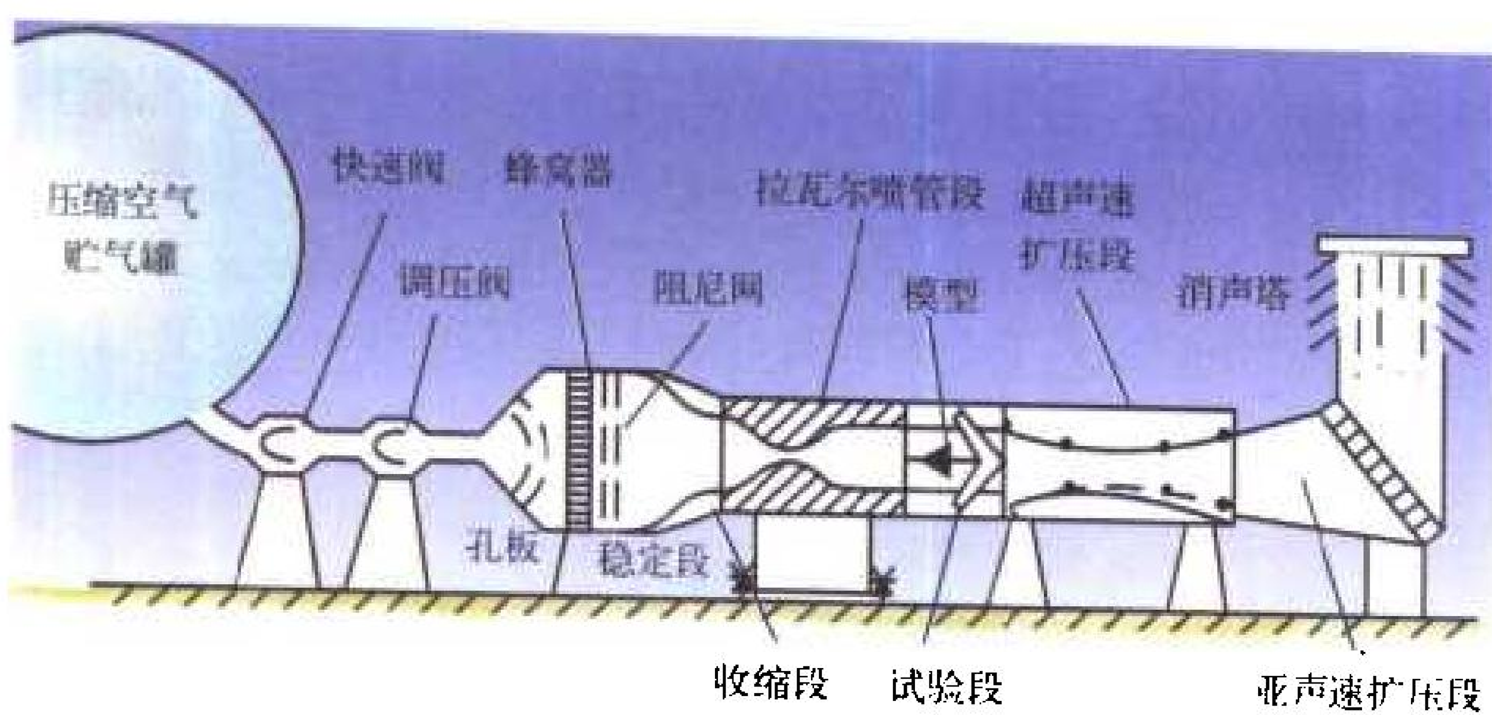
为降低波阻，机身的长细比较大，且应按超声速面积率安排机翼、机身、尾翼和发动机短舱的相互位置，并对它们的截面形状进行修形。

超声速飞机主要为军用飞机。当前，大部分战斗机的最大平飞马赫数在 2 ~ 2.5。超声速客机虽已开始商业使用，但因经济性差及对环境影响大，故未大量投入使用。

（撰写：赵群力 审订：顾诵芬）

chaoshengsu fengdong

超声速风洞 supersonic wind tunnel 试验段气流马赫数在 1.4～5.0 的风洞，是研究飞行器超声速空气动力特性的重要地面试验设备。不同类型的超声速风洞及动力系统虽形式各有差异，但都有稳定段，产生超声速气流的拉瓦尔喷管，实壁试验段，亚、超声速扩压段等。超声速风洞可分为连续式(见风洞图 b) 和间歇式 (见图) 两类。连续式超声速风洞以压



间歇式超声速风洞

气机为动力，功率很大，例如，美国 4.8 m × 4.8 m 超声速风洞功率为 16200 kW。它的试验时间不受限制，试验条件容易控制。间歇式超声速风洞按压力比产生方式不同又可分为吹气式、吸气式、引射式、吹—吸混合式和吹—引混合式等类型。间歇式超声速风洞的试验时间一般由几秒至几分钟，运转动力功率只有同尺寸连续式超声速风洞的 1/10～1/15，而且结构较简单。这种风洞总造价低于连续式超声速风洞，但必须附设有容积较大的气源设备。

（撰写：范洁川 审订：吕志咏）

chaoshengsu jinqidao

超声速进气道 supersonic inlet 适用于超声速飞行的推进系统的进气装置。马赫数大于 1.8，超声速气流简单的正激波减速增压过程一般总压损失急增。因此按激波分级减速的组织形式，超声速进气道可分为外压式、内压式和混压式三种类型。超声速进气道的压缩波系配置、激波与边界层的相互作用和亚声速扩压管路的设计均是影响其设计性能的重要因素。通常在最大飞行马赫数大于 1.8 的飞行器上采用超声速进气道。 （撰写：黄熙君 审订：陈大光）

chaoshengsu liudong

超声速流动 supersonic flow 流场中各点的马赫数大于 1 的流动。一般指 $1.4 \leqslant M < 5$ 的流动。超声速流动与亚声速流动在性质上是根本不同的或相反的。在超声速流动中，以声速传播的微弱压力变化的扰动信号只能传播于扰动源下游以扰动源为顶点的后马赫锥内。换句话说，超声速流场内，空间任何点所受到的扰动影响，只能来自以它为顶点的前马赫锥内。这是超声速流动区别于亚声速流动的基本特点。超声速气流在加速过程中，密度的变化率大于速度的变化率，因而气流加速时流管面积扩大，即气流在膨胀的管道中才能加速，这和亚声速流动恰好相反。因此，气流从亚声速加速到超声速必须经过先收缩再扩张的管道 (称为拉瓦尔喷管)。

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

chaoshengsu tongliu fengshanji

超声速通流风扇级 supersonic through-flow fan stage 在整个压缩系统中均保持轴向超声速流动的风扇（压气机）级。通常的风扇（压气机）包括亚声速及超、跨声速压气机，不管用于何种飞行速度的飞行器上，其进口轴向马赫数均低于 1。超声速通流级是在转子进口及其静子出口的轴向马赫数均大于 1 (可达到 2 ~ 3 或者更高) 的条件下，利用三维流计算方法考虑叶片厚度分布、叶片受力及流动损失沿流程变化等因素而设计的。级增压比可达 2.5 ~ 3.5 或更高。这种压气机特别适合用在超声速和高超声速的飞行器上。由于可在超声速轴向进口速度下运行，因而原则上可以避免进气道中由超声速到亚声速的与激波相关的损失。

早在 20 世纪 50 年代就有人提出了此种压气机的设想，六七十年代又做了大量的研究、试验工作，其目的是发展超声速通流涡轮风扇发动机作为高超声速飞机的动力装置，但由于技术上的困难很大，至今仍处于预研阶段。

（撰写：李志广 审订：陈矛章）

chaoshengsu tongliu wolun fengshan fadongji

超声速通流涡轮风扇发动机 supersonic through-flow fan engine 在压缩系统中采用超声速通流级的涡轮风扇发动机。参见*超声速通流风扇级*。（撰写：方昌德 审订：陈 光）

chaoshengsu tongliu yaqijiji

超声速通流压气机级 supersonic through-flow compressor stage 见*超声速通流风扇级*。

chaoshengsu wolun

超声速涡轮 supersonic turbine 涡轮工作叶片的进、出口的气流相对速度都是超声速的涡轮。超声速涡轮的级负荷最

高，功率重量比最大，因此，使用超声速涡轮能有效减少涡轮的级数和重量。但由于在这种涡轮流道内存在着强而复杂的激波系且难于控制，致使流动损失大，涡轮效率显著降低；同时为了适应超声速流动的特点，工作叶片叶型不得不采用尖前缘设计，因而在非设计工况下，性能很差，叶片前缘区的冷却效果也很差。目前，这种涡轮仅应用于空气涡轮起动机和液体火箭发动机的涡轮泵等，在航空发动机中尚未采用。（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

chaoshishi fangzhen

超实时仿真　faster-than-real-time simulation　在系统仿真过程中，模型运行的时间过程快于被仿真系统的实际时间过程的仿真。超实时仿真主要用在慢变化、时间过程长的系统仿真中，以便节省时间、加速仿真研究进程。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

chaoshiju kongkong daodan

超视距空空导弹　beyond visual range (BVR) air-to-air missile　由载机在目视距离（标准视距 10 km）外发射的空空导弹。这一名词出现于 20 世纪 70 年代，主要指中、远距离发射的拦射空空导弹（相对于目视距离内使用的格斗空空导弹而言）。参见拦射空空导弹。

（撰写：刘永恒　审订：王祖典）

chaowen shiyan

超温试验　overtemperature test　发动机在超过最高允许温度下的试车。它是发动机转子结构完整性试验的一个组成部分。目的是考核发动机的结构完整性。在满意地完成超转试验后，用同一台发动机在超过最高允许稳态燃气测量温度 45℃以上，在不低于最高允许稳态转速下工作 5 min 进行试车。试验后检查零件和组件尺寸应在允许的极限内，并没有出现即将破坏的迹象。（撰写：叶培梁　审订：侯敏杰）

chaoyue liheqi

超越离合器　overrun clutch　一种靠主、从动部分的相对运动速度变化或回旋方向的变换，能自动接合或脱开的离合器。按照工作原理可分为棘爪式和摩擦式两大类。摩擦式又分为滚柱式和楔块式。棘爪式超越离合器结构简单，制造容易，可靠性高，但接合时有冲击和噪声，常用于转差小的场合。摩擦式超越离合器接合平稳无冲击，空行程较短，可在任何转速下接合，应用较广泛。超越离合器的作用是变换速度，防止倒转，组合成间歇运动的机构。

（撰写：林基恕　审订：陈　光）

chaozhuan shiyan

超转试验　overspeed test　发动机的转子转速超过最大允许转速的试车。它是发动机的转子结构完整性试验的一个组成部分。用于试验的发动机应与飞行前规定试验和定型试验中持久试车发动机的零件目录和结构相同。按照《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》的规定，超转试验与超温试验应采用同一台发动机进行。试验时涡轮和压气机转子应在发动机最高允许燃气测量温度和 115 % 最高允许稳态转速下，至少稳定工作 5 min 。试验后，检查零件和组件的尺寸应在允许极限内，且没有出现即将破坏的迹象。

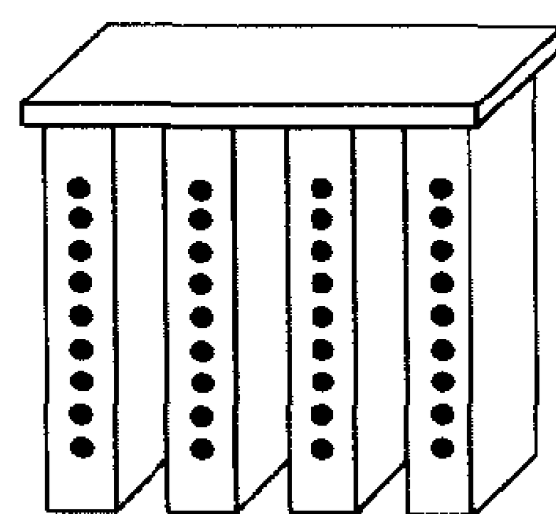
（撰写：叶培梁　审订：刘大响）

chejian kegenghuan danyuan

车间可更换单元　shop replaceable unit (SRU)　又称内场可更换单元。航空电子系统或设备在划分外场可更换单元（LRU）的基础上，进一步把 LRU 划分成在车间（内场）级维修中可作为单独实体进行测试，并可以拆卸或更换的单元（俗称电路板）。SRU 的划分应遵循以下准则：(1) 应易于故障检测和隔离。一般在车间（内场）级维修时，可采用自动测试设备（ATE）的方式进行故障检测，并将故障隔离到 SRU。(2) 每个测试的功能应在一个 SRU 上实现。(3) 如果一个 SRU 上实现一个以上的功能，则各个功能应能进行单独的测试。(4) 在一个功能中，数字电路和模拟电路应能进行单独的测试。(5) 在一个功能中，为节省故障检测和隔离的费用，应适当选取每个被测电路块的大小。(6) 如果需要，作为驱动部件的有关电阻应与被驱动的电路放置在同一个 SRU上。(7) 为降低对 ATE 的兼容性要求，模拟电路应按频率划分。(8) 所需电源的类型和数目应与 ATE 提供的相一致。(9) 所需激励源的数目和类型应与 ATE 提供的相符合。(10) 不能准确分辨故障的一组元器件，应放置在同一组件中。（撰写：朱万年　审订：顾世敏）

chengliqiang

承力墙　load bearing wall　飞机强度试验厂房中用以固定部件并承受其根部力矩与剪力的由几根竖梁及顶端横梁所构成的钢筋混凝土建筑，并与承力地坪连为一体。由于在结构试验中，譬如半翼展机翼通过夹具固定在承力墙上的试验，承力墙主要承受弯矩，因此表征它的承载参数以 t · m 为单位。承力墙作为固定建筑占地面积较大，利用率低，因此可用装配式的承力立柱代替它。承力立柱，根据试验的具体要求，在适当的位置与地坪连接固定后使用。


承力墙图

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

chengbo feiji

乘波飞机　wave rider aircraft　利用激波增压外形的高超声速飞机。乘波飞机的概念最早由英国人诺维勒（Nonweiler）于 1959 年提出的。这种飞机主要适用于 M 数大于 4 的高超声速飞行，气流流过这种飞机后会产生一个从飞机前缘开始、位于升力面下方的激波面，而在激波面后面的高压区与升力面上表面的低压区不会产生像常规机翼那种不可避免的上下

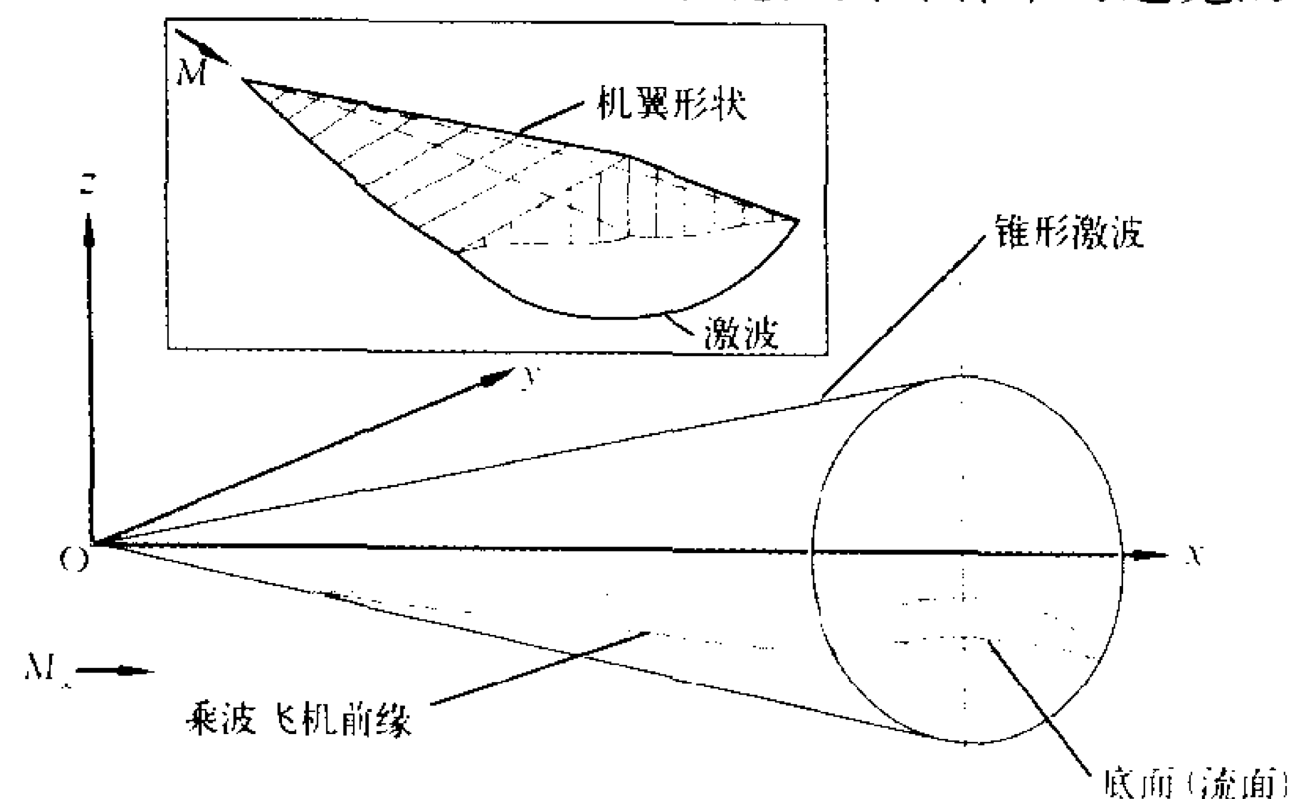


图 1　锥形激波及翼面作用

表面压力互相沟通的流动，因而其升力或升阻比要比常规飞机高得多。乘波飞机的基本原理在空气动力学上并不复杂，就是激波增压，而飞机在高速飞行时激波是不可避免的，关键就是如何巧妙利用它。进入 20 世纪 80 年代以后，随着人

们对高超声速飞行研究的不断深入，乘波飞机越来越多地受到了人们的关注，并且取得了较大进展。目前，美国、德国

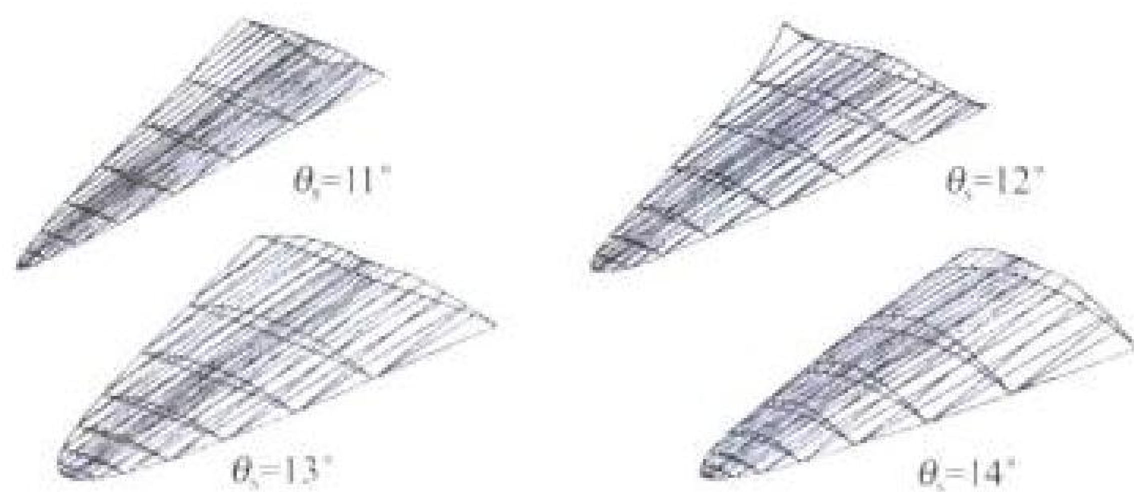
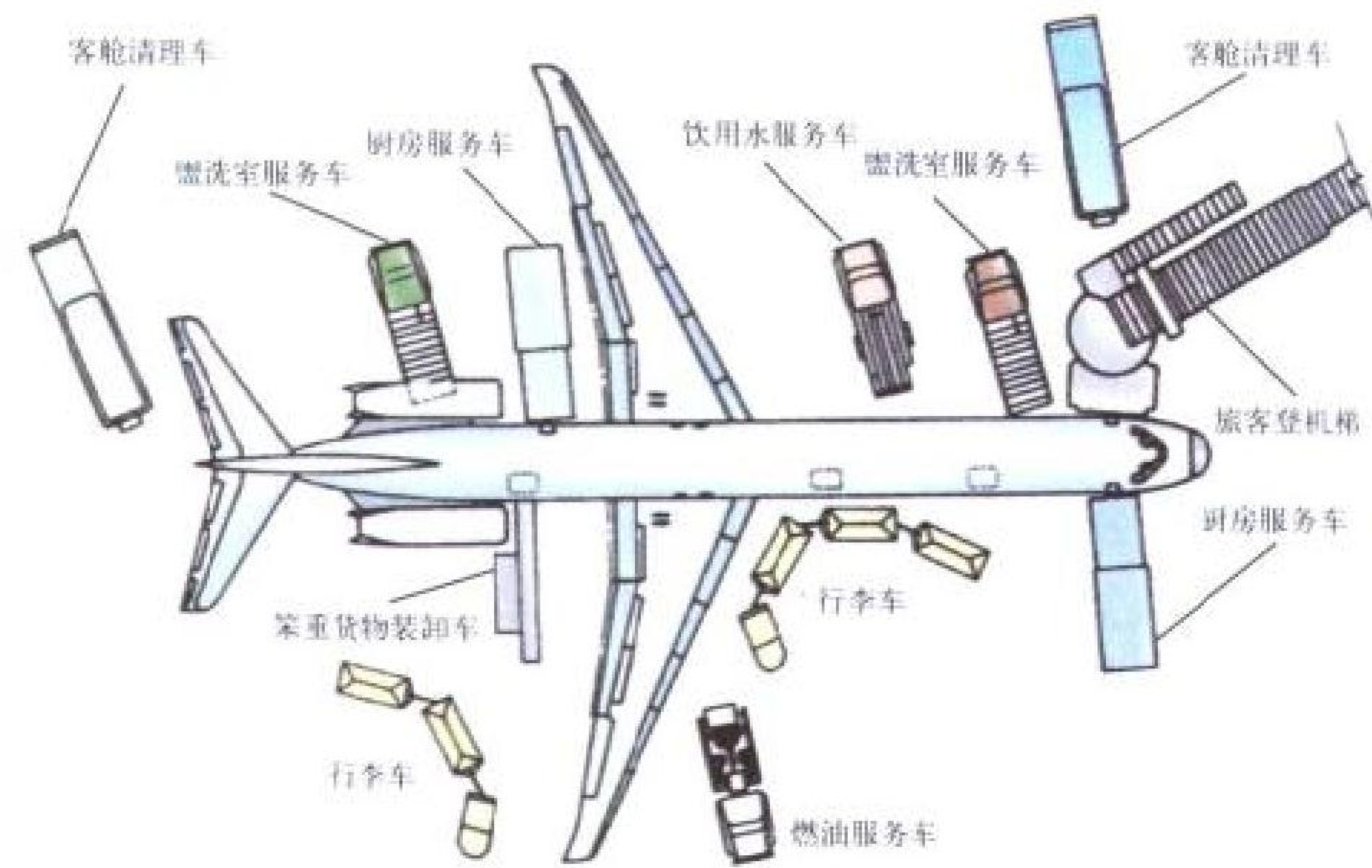


图2 具有不同锥形激波角(θ_s)的乘波飞机形式图

等国正在研究乘波飞机的无人试验机，其M=6时的升阻比可达6。乘波飞机的应用前景非常广阔，可用于高超声速飞行或轨道飞行。 （撰写：赵群力 审订：顾诵芬）

chengwu sheshi

乘务设施 service facilities 航空港(或航站)内旅客乘机和(或)货物装运所需的设施及其设备。其用途是提供便利与舒适，以及保证安全。乘务设施包括候机楼、货运楼、登机桥、登机梯、摆渡车、飞机用的各种服务车等。候机楼内一般有飞机进出港动态显示系统，以便旅客与工作人员及时了解飞机进出港的动态；有行李自动处理系统，以便缩短旅客



飞机用服务车的服务布局

交运和领取行李的时间；有自动步行道与扶梯，以减轻旅客长距离行走和上下楼梯的劳累；有自动安全检查系统，以保证旅客乘机安全。此外，完善的候机楼内往往还有邮局、银行、商店、免税商店、餐厅、酒吧、理发店、医务所、药房、行李寄存处、儿童室等。飞机用的服务车有：客舱清理车、盥洗室服务车、饮用水服务车、厨房服务车、笨重货物装卸车、行李车，等等。图为典型的飞机用服务车的服务布局。 （撰写：王立群 审订：陈志伟）

chengzuo pinzhi kongzhi

乘坐品质控制 ride quality control 主动控制技术功能之一。应用主动控制技术，通过相应控制面的协调偏转，产生相应的附加升力来减弱由气流扰动引起的机体摆动和结构弹性振动，而达到改善乘坐舒适性的目的。同突风减缓控制一样，乘坐品质控制也是直接力控制技术的一种应用，通常多采用测量加速度和法向过载进行闭环控制加以实现。

（撰写：王宗学 审订：王占林）

chengxu feixing kongzhi xitong

程序飞行控制系统 program flight control system 使飞机的飞行姿态或轨迹按照预先设定好的规律，随时间或某个飞行参数(如飞行高度、速度)变化的自动飞行控制系统。它一般由程序装置与自动驾驶仪组成。程序装置有机电式、电子式和数字计算机3种形式。前二者的控制程序由硬件形成，精度较低，灵活性差。由计算机实现的控制程序是软件编成的，其灵活性和精度都较高。程序装置给出预先设置的程控指令，通过自动驾驶仪控制飞机按预定的规律飞行。程序飞行控制系统为自主式的控制系统，保密性好，抗干扰能力强，被广泛应用在无人驾驶侦察机、靶机、宇宙飞船和航天飞机上。特别是由计算机实现的程序控制系统，可预先编制好多套飞行方案，在实际飞行过程中可根据具体情况随时自动变更程序方案，使飞机能更加灵活、安全地完成飞行任务。 （撰写：王宗学 审订：王占林）

chengxu guanzhi

程序管制 procedure control 在雷达不能对管制区域全面覆盖条件下的飞行管制。在这种情况下，需要通过其他手段，获取航空器的飞行进程，实施飞行管制。（撰写：管 德）

chengxu zhidao

程序制导 programmed guidance 见航天卷。

chixu shihangxing

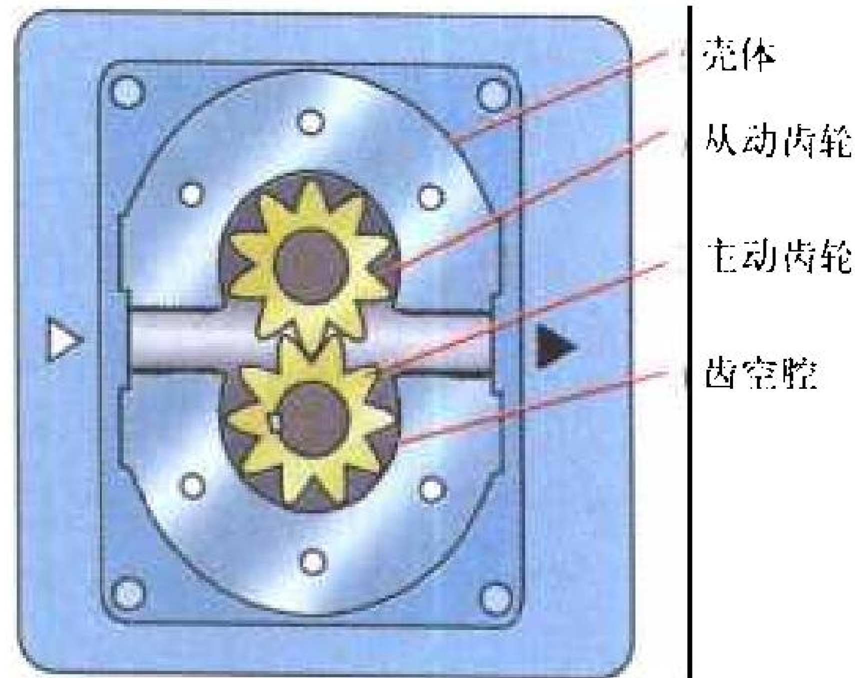
持续适航性 continuous airworthiness 民用航空器在取得适航批准投入使用后继续保持的原型号设计的固有安全运行特性。民用航空器在取得适航证投入运行后，必须保证航空器在其全部寿命期间始终保持原批准设计的固有安全运行特性不变，并做好相应工作。具体规定是：(1)投入使用的航空器应完全符合经适航当局批准的设计图纸和技术规定；(2)严格在使用限制范围内运行航空器；(3)航空器应有经适航当局批准的包括维修大纲、维修计划文件和维修手册在内的持续适航文件，并根据使用中发现的问题经适航当局批准后及时加以修订；(4)应由持适航当局颁发的维修资格证书的单位和个人按批准的持续适航文件对航空器进行维修；(5)对航空器的任何更改必须完全符合相应的适航标准并经适航当局审定和批准；(6)按计划严格检查使用中的航空器，对发现的任何不安全因素及时采取措施，包括由制造厂商发出紧急服务通报，适航当局颁布《适航指令》，要求制造厂商或用户限期纠正不安全因素，直至限令航空器停止飞行。为做好上述持续适航性的管理工作，应明确设计、制造、使用和维修单位，以及适航当局各自在持续适航性管理工作中的职责和界面，形成规章与制度；建立有效的信息反馈系统，对航空器的运行情况进行实时跟踪与监督；对出现的各种不安全因素及时传递到有关部门，迅速采取必要的纠正措施。

（撰写：朱凤驭 审订：冯家澍）

chilunbeng

齿轮泵 gear pump 利用齿轮啮合转动输送液体的一种容积泵。由齿轮和壳体组成(见图)。啮合点两侧壳体上有进油口和出油口。齿间在进口区被低压油充满，齿轮转动，将油带到出口区，齿牙将齿间的油液挤向出口，由于出口管路、阀门及喷嘴等的阻力，使油液受挤压，形成了一定的压力。按结构分内啮合和外啮合两种。外啮合齿轮泵具有结构简单、工作可靠、重量轻、成本低、抗脏性强等优点。但转速不变时泵的输出流量不可调。齿轮泵广泛用作燃油泵、液压

泵、滑油泵等。新型齿尖密封式齿轮泵颇有发展前途。



外啮合齿轮泵结构原理图

（撰写：楼根良　审订：王洪铭）

chongji

冲击　shock　因力、位置、速度和加速度等参量急剧变化而激起系统相应响应的现象。有时专指激励；有时又专指响应。冲击现象的特点是，从激励方面看：激励参量的幅值变化快、持续时间短、频率范围宽，在物体碰撞、爆炸、地震等过程中所产生的冲击现象，虽然激励参量可能不同但都有上述那些特点；从响应方面看：有很大的加速度、应力波复杂传播可导致塑性变形与破坏，材料时效现象明显。如果从振动的角度看冲击，它是惯性力极大的瞬态振动，倘若仍在弹性范围，最初的振动既含有激励频率又含有系统的固有频率，不久则因激励消失而表现为固有频率下的自由振动，数千赫乃至数百千赫的谐振。冲击激励是非周期的，按时域波形可分脉冲型、阶跃型与复杂型，常称为冲击分类；而常说的冲击谱，是冲击响应谱的简称，它在频域上反映了系统受到冲击激励后的峰值响应规律，虽然信息不全面但在设计与环境条件模拟试验中都很有用。在航空领域常见的冲击有军用机的开炮响应、着陆（尤其在非正常情况下）、坠撞等。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

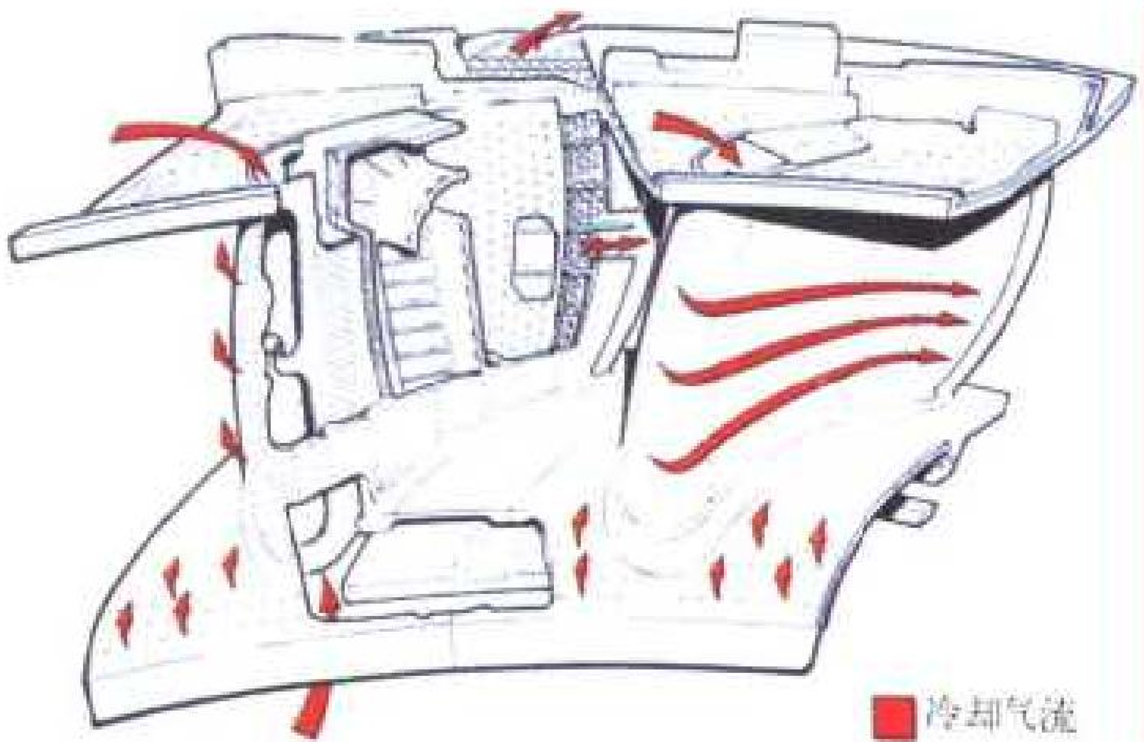
chongji huanjing shiyan

冲击环境试验　shock environment test　在试验室（场）模拟武器发射、航空器着陆及其他冲击环境条件的试验，用以检验产品承受冲击载荷的能力。冲击试验可以用试验场的专用试验装置或冲击试验台来实现，亦可用电子计算机控制的电磁振动台来实现。主要试验参数是冲击过载值、冲击波形、过载增长时间、冲击次数、冲击时间间隔等。

（撰写：朱善庆　审订：张躬行）

chongji lengque yepian

冲击冷却叶片　impingement cooling blade　根据涡轮叶片的受热条件，对需要局部加强冷却的部位（如叶片前缘），通过在叶片内部专门设置的导管或肋板上的小孔，迎着叶片内壁面高速喷射冷气的冷却叶片（如图）。冲击冷却的换热机理实质上属于对流冷却，但在喷射驻点及附近区域冷却换热非常强烈，可有效提高局部区域的冷却效果。冲击冷却经常与气膜冷却结合应用。影响冲击冷却换热强弱的主要因素有：喷射孔的形状、尺寸和分布；喷射孔与受喷壁面的距离；受喷壁面的形状；冷气的喷射速度、方向、温度、压力及向下游流动的方式等。



有强化冷却结构的涡轮叶片（罗·罗公司提供）

（撰写：杨燕生　审订：陈光）

chongjishi wolun

冲击式涡轮　impulse turbine　工质在工作叶片的进口和出口维持相对速度大小和相对总温近似不变的涡轮。在冲击式涡轮中，工质主要在导向器叶片通道内膨胀加速。在导向器叶片通道内工质的部分势能转化为动能，温度和压力降低，速度增大。在工作叶片通道内进、出口工质的相对速度大小几乎不变，而只改变方向，工作叶片出口的绝对速度降低。涡轮靠导向器叶片出口的气流冲击工作叶片并在工作叶片通道中折转而作功，级的反力度近似为零。这种涡轮可完成的级膨胀比大，但级效率较低。空气涡轮起动机和液体火箭发动机涡轮泵常用这种涡轮。（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

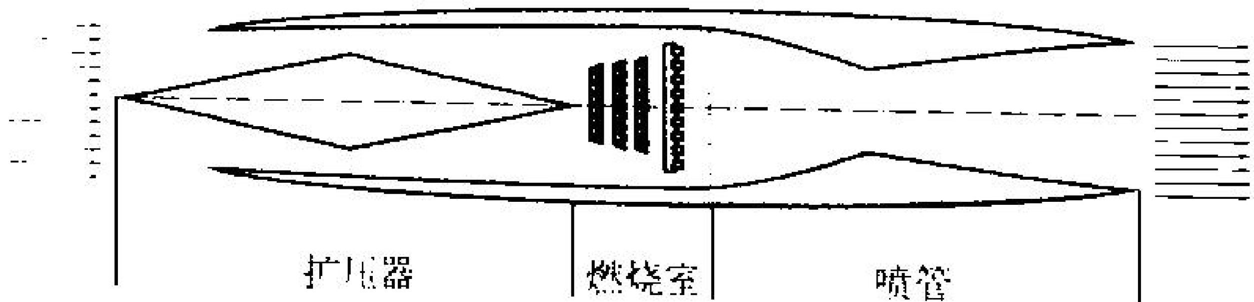
chongji zaihe

冲击载荷　impulsive load　瞬时突然施加在结构上的载荷。载荷持续的时间是纳秒、毫秒与秒的量级。机械碰撞和各种形式的爆炸载荷是最常见的冲击载荷。研究表明，当弹性体受到冲击载荷时，由于分布质量的惯性使得力的作用不能立即传至所有部分，应力是以弹性波的形式在物体内传播。有些情况下，特别是构件存在着刚性较大与质量集中的部位时，波的复杂传播会在局部范围形成很大的塑性变形。冲击现象是个很复杂的问题；冲击作用的大小也不是完全由冲击载荷的瞬时峰值所能表征的，还与持续时间与波形有关。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

chongya penqi fadongji

冲压喷气发动机　ramjet　没有压气机和涡轮、靠高速迎面气流进入发动机后的减速来实现空气增压而产生推力的喷气发动机。它由进气道（扩压器）、燃烧室和喷管组成。航空器飞行时，迎面气流在进气道通过扩压过程将动能变为压力能，进气道出口速度为亚声速，经压缩后的空气进入燃烧室与燃料混合进行等压燃烧，生成的高温燃气在喷管中膨胀加速后排出，产生推力。其优点是结构简单、重量轻、成本低；在飞行马赫数大于3的条件下使用，有较高的经济性。其缺点是不能在静止状态或低速下起动，需用其他发动机作为助推器，待航空器达到一定飞行速度后才能有效工作。按飞行速度分为亚声速和超声速冲压喷气发动机两种。



超声速冲压喷气发动机原理图

亚声速冲压喷气发动机：使用扩张形亚声速进气道和收敛形喷管，以航空煤油作燃料。飞行时，空气增压比不超过1.89。这种发动机热效率低，可用于亚声速靶机。

超声速冲压喷气发动机：适应的飞行速度在马赫数1.5

～6之间。为了减少气流在减速增压过程中的损失，采用多激波系超声速进气道；使用航空煤油或高密度烃类作燃料；燃烧室用火药点火器或电火花塞点火；高温燃气通过收敛形或收敛—扩张形喷管加速后排出，多用于超声速靶机和巡航导弹。（撰写：刘兴洲 修订：方昌德 审订：陈 光）

chongdianzhan

充电站 charging station 机场内为航空蓄电池充放电、维修与保管的机构。配备装有航空蓄电池的电瓶起动车数十辆，供飞机起动和通电检查用。还可能配有充电车，上面装有可控硅充电装置，供各类蓄电池充放电用。充电站设有酸性充电间、碱性充电间、配电间、配酸化验间、修理间、器材间、充电车库、油机间和值班室。充电间通风良好、防尘、防爆。充电间、修理间、配酸化验间、器材间的地面墙裙和充电台能防酸碱腐蚀。（撰写：王立群 审订：姬永兴）

chong tian jia gua shebei

充、填、加、挂设备 filling, charging and loading equipment 给航空装备补充消耗品和挂卸内外挂物的各项设备的统称。用于灌充冷气、氧气(含液氧)、氮气等气体，填补炮弹、火箭弹、抛放弹、干扰弹、胶卷等物品，加添燃油、滑油、酒精等液体，挂卸炸弹、导弹、吊舱等内外挂物。主要包括：充氧车、制冷充冷车、油泵车、加(运)油车、附油加油车、炸弹推车、顶弹车、弹带排装机等。

（撰写：侯志刚 审订：王立群）

chucang jieduan

出舱阶段 tip-off cockpit phase, tip-off phase 又称弹射离机阶段。从操纵弹射手柄到人椅系统脱离飞机支撑的瞬间过程。一般把弹射筒的内筒和外筒(若三级套筒则是与中筒)分离瞬间作为出舱阶段的终止点，对火箭弹射器则把其内筒与外筒分离瞬间作为出舱阶段终止点。这是弹射救生过程第一阶段。该阶段包括清理弹射通道、约束乘员、弹射弹点火工作、人椅系统向上运动、应急供氧等；人椅系统承受弹射动力、气动力作用，对弹射轨迹、人椅系统稳定性、弹射角等有较大影响。出舱阶段末人椅系统运动参数即为自由飞阶段的初始条件。分析和确定出舱阶段各机构工作情况、人椅系统运动参数等，对于确定弹射座椅性能具有重要意义。

（撰写：李 锐 审订：袁修干）

chuchang shifei

出厂试飞 delivery flight test 经国家批准定型投产的飞机，按照订货方和制造厂签订的合同，为检验飞机生产质量而进行的试飞。可分为交付试飞和抽查试飞两种。交付试飞主要考核每架飞机各系统和重要部件、机载设备的工作可靠性，评定飞机工艺质量，确定飞机是否符合交货合同规定的技术指标，能否提供订货方使用；抽查试飞主要检查一批飞机生产质量的稳定性，通常从同一批次飞机中抽出一定比例的飞机，检查若干特定的项目，例如作静升限飞行，检查飞机能否保证达到规定的设计静升限指标。出厂试飞一般由飞机制造厂组织实施，订货方代表现场监督。

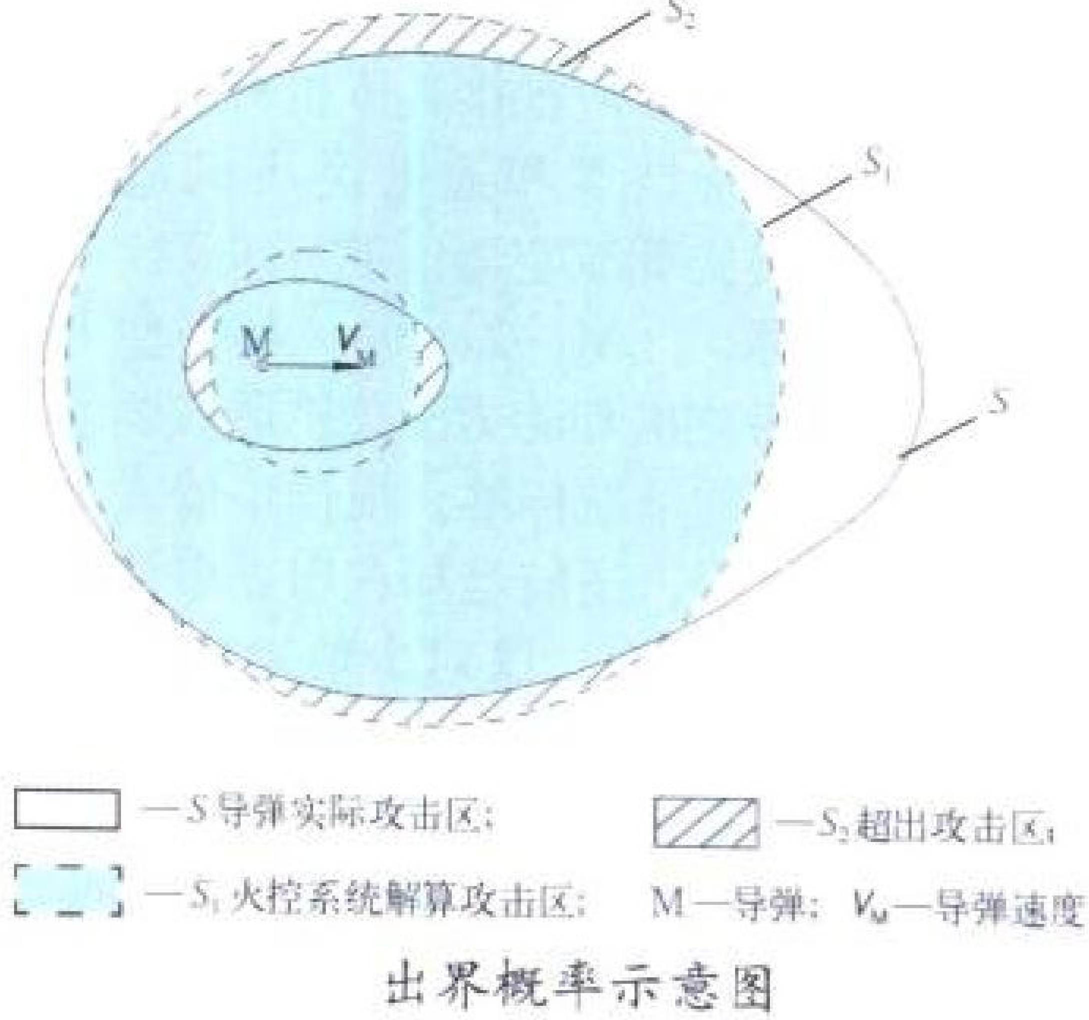
（撰写：陈启顺 修订：沙长安 审订：张克荣）

chujie gailü

出界概率 out of bound probability 火控系统解算的导弹攻击区超出导弹的实际攻击区的平均比率。它是度量火控系统实现导弹攻击区的一个指标。在此超出区域发射导弹，不能保证导弹击中目标。如图所示，可用公式表示为

$$P_{ob} = S_2 / S$$

式中 P_{ob} 为出界概率；S 为导弹实际攻击区；S_2 为火控系统解算的超出导弹实际攻击区的范围。



出界概率示意图

（撰写：夏英明 审订：王祖典）

chukou wendu fenbu xishu

出口温度分布系数 pattern factor, outlet temperature distribution factor 又称热点指标、环面温度分布系数或峰值温度系数等。燃烧室出口截面上燃气的最高温度和平均总温之差与燃烧室温升之比。可表示为

$$出口温度分布系数 = (T_{max} - T_{avg}) / (T_{avg} - T_{in})$$

式中 T_{max} 为燃烧室出口测得的最高燃气总温；T_{avg} 为燃烧室出口燃气平均总温；T_{in} 为燃烧室进口平均总温。这个系数是燃烧室的重要技术指标之一，主要影响高压涡轮导向器叶片的寿命和可靠性。现代航空涡轮发动机要求此系数在0.25～0.35之间。（撰写：吴文东 审订：王洪铭）

chuji jiaolianji

初级教练机 primary trainer, basic trainer 又称基础教练机。用于训练学员掌握基本飞行技术的教练机。通过训练，检验学员适应飞行的能力，以确定学员是否具备飞行的素质。初级教练机大多为螺旋桨式轻型飞机，结构简单，稳定性好，容易操纵；最大平飞速度在400 km/h以下，着陆进



中国的初教6初级教练机

场速度小于100 km/h。中国的初教6(见图)就是一种典型的初级教练机。（撰写：曹 名 修订：赵群力 审订：任源博）

chujilei hangkongqi

初级类航空器 primary category aircraft 中国民用航空总局定义的航空器类别。初级类航空器包括飞机、旋翼航空器、甚轻型飞机、超轻型飞机和滑翔机等。初级类航空器应

符合下述条件：无动力或由一台自然吸气式发动机驱动；标准海平面条件下失速速度不大于 113 km/h (61 节)；最大审定起飞重量不大于 1225 kg；最大座位设置数 (含驾驶员) 不超过 4 座；舱内不增压；若为旋翼航空器，主旋翼桨盘载荷限制值为 29.3 kgf/m^2 (6 lbf/ft^2)。初级类航空器不得从事商业性载客飞行，仅可用于私人飞行、载货飞行、农林牧渔和工业飞行、环境监测飞行、文化体育飞行、科研教育飞行和飞行训练等。初级类航空器应根据具体机种在 CCAR-23 部《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》、CCAR-27 部《一般类旋翼航空器适航标准》、AC-21-05《甚轻型飞机适航要求》、AC-21-06《超轻型飞机设计标准》或 AC-21-07《滑翔机和动力滑翔机适航要求》中选定一项作为型号设计审定的适航标准。根据申请人具备的型号合格审定管理和经验水平，适航当局在审查申请人提交的必要的符合性验证资料基础上，仅对少数项目进行抽查和监控。初级类航空器设计批准后仅发给型号设计批准书。经过培训的初级类航空器拥有者或驾驶员允许对初级类航空器进行维修，以减轻初级类航空器的运行费用和提高使用率。再则，美国联邦航空局定义的初级类航空器还包括载人自由气球，但不含无动力、空重小于 70.3 kg (155 lb) 和有动力、空重小于 115.2 kg (254 lb) 的超轻型飞机，亦不允许以收取费用为目的的运货飞行，但申请人可根据自己的具体机种分别在 FAR 23、27、31、33 或 35，以及 36 部中选用适用的条款，经 FAA 批准后作为型号合格审定基础。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

chushi beijian

初始备件　initial spares　在航空装备交付初期 (通常为两年)，由承制方提供的维持装备使用和维修需要的备件。它包括装备本身的备件和保障设备的备件。在这段时期内，部队将形成初始战斗力并建立备件供应渠道。承制方在装备研制阶段，具体确定保障装备初期使用的备件品种和数量。通常采用供应分析法或维修工作分析法确定初始备件的种类和数量。

（撰写：侯志刚　审订：姬永兴）

chushi duizhun

初始对准　initial alignment　在惯性系统进入导航工作状态之前，调整惯导平台，使平台坐标系与导航坐标系相重合的过程。初始对准的目的是使导航计算获得正确的初始条件。对准的精度将直接影响导航性能。因此，它是保证惯导系统精度的关键问题之一。平台对准有两种方法：(1) 通过光学或机电方法将外部参考坐标系引入平台系统，使平台对准到该参考坐标系。(2) 惯导系统利用自身的陀螺和加速度计来感受地球转速和重力加速度信号，结合罗经效应等原理将平台对准，称自对准方法。它是飞机惯导常用的对准方法。捷联惯导系统的初始对准是建立一个正确的初始“数学平台”，也就是机体系到导航系之间的初始姿态方向余弦矩阵。在捷联惯导系统对准时，载体运动的干扰比较显著，应予以考虑。初始对准的指标是对准精度和对准的快速性。水平对准精度主要取决于两个水平加速度计的零偏，方位对准精度主要取决于东 (西) 向陀螺的漂移值，一般水平对准精度可达 10″，方位对准精度可达 2′ ~5′。对准时间一般为 8 ~ 15 min。惯导系统对准时间过长一直是制约武器系统快速反应的瓶颈。将卡尔曼滤波技术用于初始对准时，由于利用了陀螺、加速度计的随机误差的统计特性，因而可得到平台误差角的最优估计。

（撰写：张洪钺　审订：李四海）

chushi liewen shouming

初始裂纹寿命　life to initial crack　试件或结构在循环载荷作用下，自开始加载至形成初始疲劳裂纹的寿命。在工程上指形成可检的宏观裂纹时 (a_0 = 0.5 mm) 的寿命，又称无裂纹寿命。初始裂纹寿命主要取决于材料和加工质量、应力分布、环境条件等。初始裂纹寿命与结构使用寿命关系密切，直接影响使用寿命和使用维护性，对于不可检和不可维修结构更为重要，故要求结构具有较长的初始裂纹寿命。

（撰写：郦正能　审订：张彤行）

chushi xunlian

初始训练　initial training　航空装备承制方在装备部队过程中组织进行的航空装备训练。其主要目的是为顺利地试验新航空装备；为用户最初培养使用与维修人员，使部队及早形成新装备的战斗力；并为用户的后续训练提供基础与经验。训练的对象主要是：承制方的有关人员；订购方的军代表；用户的空地勤人员以及后续训练的教员。初始训练的教员由承制方派出或聘请，通常由承制方的设计工程师和试飞站的机务人员担任。初始训练所用的教材、设备和装备由承制方负责。初始训练费用可按合同规定计入航空装备成本或由订购方另行支付其全部或部分费用。

（撰写：侯志刚　审订：王立群）

chubing xitong

除冰系统　de-icing system　见飞机防冰系统。

chumin kongzhiban

触敏控制板　touch sensitive panel, touch screen　又称触敏显示屏。借助触摸方法输入信息的控制装置。触敏装置覆加在阴极射线管或液晶显示器等的表面，控制功能由图形和字符显示在显示屏上。当手指触摸显示屏时，触摸位置被检测出，经过译码，把这一控制功能输出，实现控制作用。触敏控制技术目前有扫描红外、电阻覆层、电容覆层和表面声波 4 种。扫描红外法是沿显示屏表面纵横交叉发射和检测红外光，当手指触摸显示屏时，红外光场被遮断的位置就被检测出来。表面声波法是在显示屏表面的玻璃衬层纵横交叉发射表面声波，手指触摸则改变声波能量分配，从而检测出触摸位置。电阻和电容覆层法是将覆盖在显示屏表面的玻璃衬层形成电阻或电容矩阵，当手指触摸显示屏时，改变了电阻或电容，通过测量加在覆层上的电压可检测出触摸位置。扫描红外触敏控制板具有足够的分辨率和响应速度，完全透光而不影响显示亮度，坚固可靠能耐受高冲击、振动和温度等环境条件，最适合在飞机上应用，并在法国“阵风”、美国 F-18E 和 JSF 战斗机上应用。

（撰写：孙滨生　审订：王占林）

chuanjia zhandoubu

穿甲战斗部　armor-piercing warhead　凭借厚而坚硬的壳体和足够高的弹着速度，贯穿目标装甲的战斗部。壳体顶部很厚，用硬度高、比重大的合金 (如碳化钨合金) 制成。特殊的壳体是穿甲作用的关键零件，穿甲后它会破裂形成大量碎块 (温度可达 900 ~ 1000℃)，杀伤装甲内部的人员和破坏仪表设备。配备自动延时的底部触发引信，使装药在目标内爆炸，以增大后效。穿甲效应与战斗部结构、外形、着靶条件以及装甲性能有关。

（撰写：施广水　审订：王祖典）

chuantou shendu

穿透深度 penetration depth 气流经火焰筒壁面上的孔进入火焰筒形成的横向射流的中心线到火焰筒壁面的垂直距离。对一定的主气流流场，要求横向射流有一定的穿透深度，以使火焰筒内的流场达到设计要求。例如，主燃孔出来的横向射流的穿透深度要足以冲散由主燃区流来的高温涡束，使其不能延伸到涡轮导向器进口，以此避免形成局部高温热点，保护该处导向器叶片不被烧坏。

（撰写：吴文东 审订：王洪铭）

chuandi duizhun

传递对准 transfer alignment 利用载体上已对准好的母惯导系统的信息，使机载导弹上的子惯导系统对准的方法。传递对准的原理是：当子惯导平台与母惯导平台不对准时，母、子惯导的测量参数和计算参数都会有差异，根据这些差异，用卡尔曼滤波技术可以估算出子惯导平台对母惯导平台的不对准角。传递对准有两类方法：(1) 测量参数匹配，包括加速度匹配、姿态匹配和角速度匹配。(2) 计算参数匹配，包括速度匹配和位置匹配。母惯导可以是平台惯导或捷联惯导，子惯导则大多是捷联惯导。母、子惯导的类型不同，传递对准的方法也有所不同。传递对准中有两个特殊问题要考虑：(1) 杠臂效应，即子惯导相对母惯导安装位置有一定距离，当载体绕本身转动时，母、子惯导因转动而承受的加速度和速度都不同。(2) 载体弹性变形。载体在运动中会产生弹性变形。如机翼的弹性变形会使挂在机翼上的导弹的子惯导系统产生角位移，并有附加的变形速度和加速度。在传递对准过程中有时要求载体作一定的机动以增加卡尔曼滤波的可观测性。

（撰写：张洪钺 审订：李四海）

chuandong jigou

传动机构 transmission mechanism 机械操纵系统中的组成部分，把驾驶员的操纵信号传到舵面的传动系统。通常分为软式、硬式和混合式。(1) 软式传动机构 (flexible transmission mechanism)：主要构件有钢索、滑轮、松紧螺套和钢索张力补偿器等。操纵力依靠钢索的张力传递。优点是构造简单、重量较轻，比较容易“绕过”机内设备和装置等；缺点是钢索的刚度较小，受力后的弹性变形较大，操纵灵敏度差，生存力也较差。多用于气动力较小的低速飞机及机动性要求低的运输机上。(2) 硬式传动机构 (stiff transmission mechanism)：主要构件有传动杆 (或称拉杆)、摇臂和导向滑轮等。操纵力由传动杆传递。与钢索相比，传动杆的刚度较大，变形较小，因而在飞行中机翼和尾翼不易产生自激振荡。多用于歼击机和要求操纵灵敏度较高的一些飞机上。(3) 混合式传动机构 (mixed transmission mechanism)：混合式传动机构中软式占大部分，仅在升降舵附近布置一小段硬式机构，使这段结构简化。

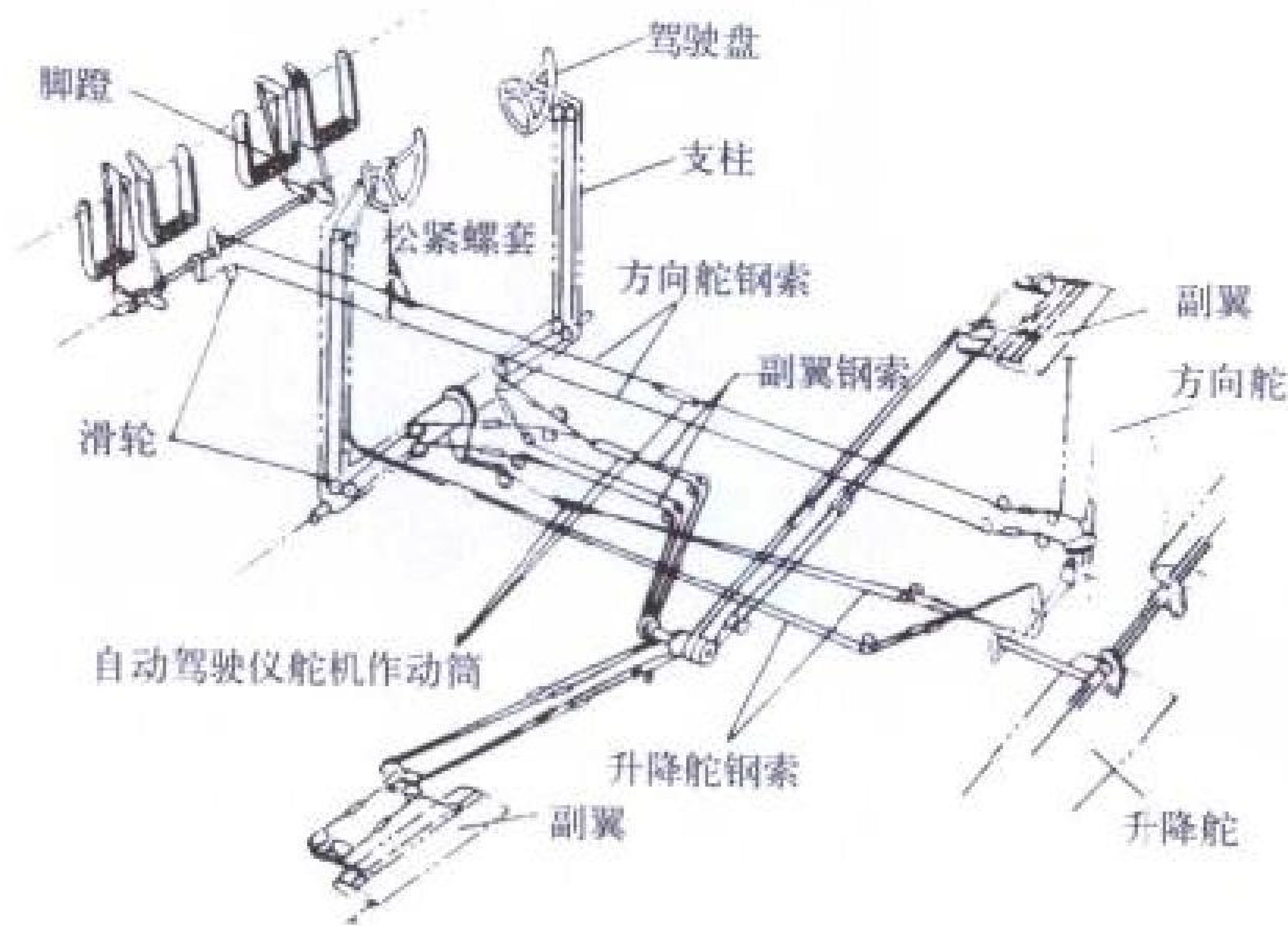


图 1 软式、混合式传动机构

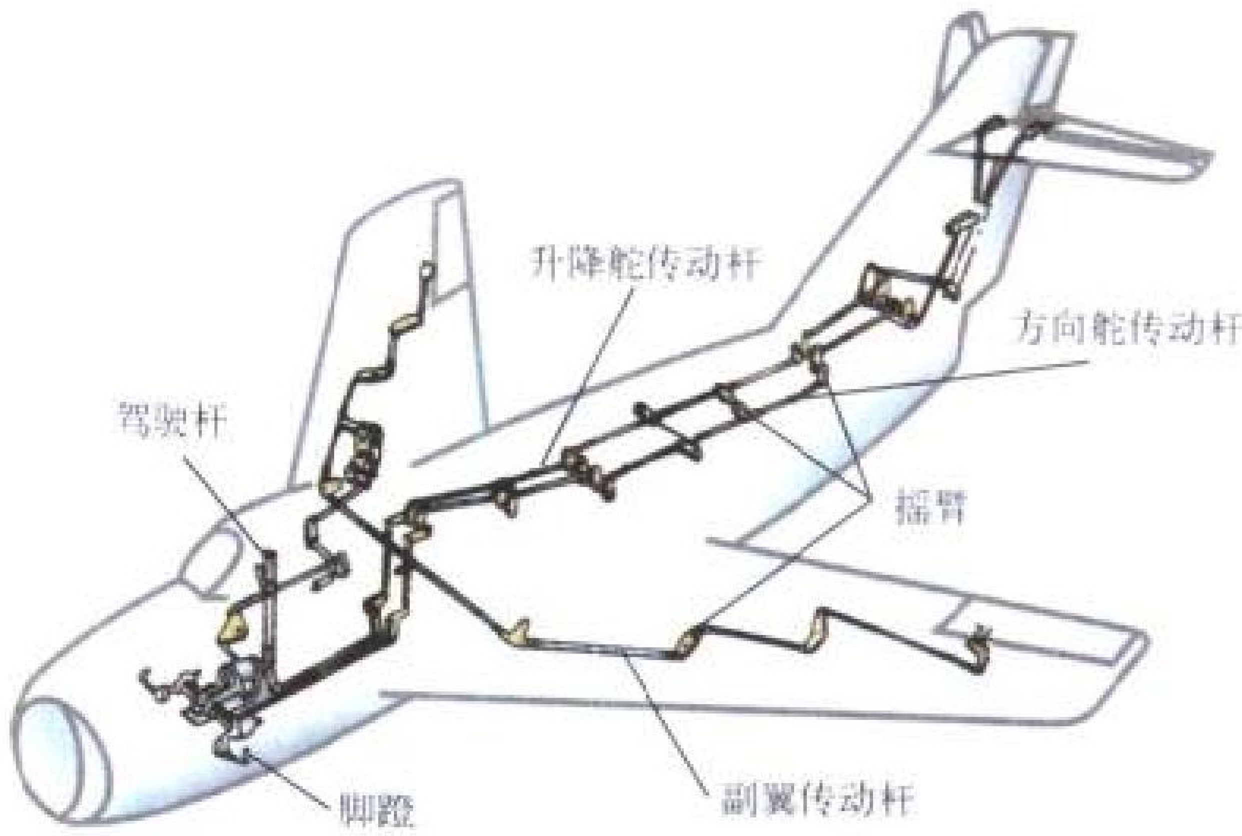


图 2 硬式传动机构

（撰写：徐鑫福 审订：王占林）

chuanganqi xinxi ronghe

传感器信息融合 sensor data fusion 对从多种传感器 (诸如雷达、红外探测器和激光雷达等) 测量得来的目标数据进行综合处理的一种技术。它是由作战需求的牵引和现代科技的发展推动产生的。现代战争对系统的生存性、低观测性，对目标探测和跟踪的连续性、准确性、快速性、可靠性以及对目标的分类和识别能力及复杂干扰环境下的目标探测、跟踪能力等多方面的要求，是单一探测器或由多个探测器简单的组合所不能达到的。因而，通过多探测器的智能化的综合与配置来获取更丰富、更准确和质量与效能更高的目标信息，这就是传感器信息融合所要达到的目的，也是当今探测器数据处理的发展方向。信息融合的任务是把各传感器在空间或时间上的冗余或互补的信息，依据某种准则进行组合，以获得对被测对象一致性的描述和理解。它能弥补信息不完全、不准确或不确定所造成的测量缺陷，能扩大探测系统的空间、时间和频率覆盖范围，提高资源共享的合理利用水平。它所涉及的主要研究内容有：多探测器信息融合系统的结构、信息融合算法的研究和工程实现、信息融合系统的管理和资源分配测试与评估等。20 世纪 90 年代以来，信息融合技术已成为研究热点。信息融合是多源信息协调技术的总称，多传感器系统是信息融合的硬件基础，多源信息是信息融合的加工对象，协调优化是信息融合的核心。

（撰写：许伟武 审订：包德聪）

chuanganqi zonghe

传感器综合 sensor integration 分为射频 (RF) 综合和光电 (EO) 综合两大部分。RF 传感器综合参见综合传感器系统。EO 传感器综合是指用不同功能的标准模块组合起来完成不同传感器 EO 部分的功能，可以通过裁剪来满足平台的要求。例如，一个 EO 传感器综合系统可以包括红外搜索跟踪 (IRST) 功能、前视红外 (FLIR) 功能和激光测距/照射 (LRD) 功能；使用同一个半拱形视窗，视窗内装有先进的分布式孔径系统 (ADAS) 和红外凝视阵列。IRST / FLIR / LRD 用于精确瞄准和目标探测，而 ADAS 则用于态势知晓、导弹告警和导航。

（撰写：袁晓晗 审订：龚 诚）

chuanrexue

传热学 heat transfer 研究物体的各部分之间或一物体与另一物体之间，由温差或温度梯度所引起的热量传递过程的学科。传热的基本方式有导热、对流传热和辐射传热三种。为提高燃气涡轮发动机的性能，涡轮前燃气温度是逐年上升的。为保证发动机高温部件的寿命和可靠性，传热学研究与应用在燃气涡轮发动机设计与研制中占有很重要的位置。

（撰写：周晓青 修订：陈大光 审订：陈 光）

chuanyanguan

传焰管 interconnector tube, cross-fire tube 又称联焰管。在分管燃烧室和联管燃烧室中，相邻火焰筒之间传递火焰的装置。燃烧室中通常只在两个火焰筒上装有点火器，其他火焰筒是依靠传焰管将火焰传过去的。传焰管不能过大，以免烧坏；也不能太小，以免散热过于剧烈，点不着相邻的火焰筒。传焰管的位置，对已点燃的火焰筒而言，应处在火焰温度最高的地方；对未燃火焰筒而言，应在距回流区最近的地方，以利于建立高温燃气充满的回流区和稳定火焰。

（撰写：张斌全 审订：王洪铭）

chuanzhixue

传质学 mass transfer 研究在含有两种或两种以上组元的混合物中，一个或几个组元相对于混合物从一个地方转移到另一个地方的过程的学科。传质可以由浓度梯度、温度梯度、压力梯度和彻体力引起。传质过程可通过分子扩散进行，也可通过湍流的旋涡扩散进行。实际的传质过程往往是这两者与对流综合作用的结果。旋涡扩散比分子扩散强烈得多，它不仅取决于流体性质和浓度梯度，而且更取决于旋涡流动的性质。传质不仅在气、液、固态等单相系统中发生，也常常在相间发生，如气—液、气—固、液—固等不同相间的传质。传质与传热往往同时发生，而且有一定的相似性，如分子扩散和导热有相似性，旋涡扩散传质与对流传热有相似性。航空发动机中的传质过程包括燃油液雾在气流中的扩散、蒸发；燃油蒸气在空气中的扩散；炭粒在燃气中的扩散；燃烧产物各组元之间的相互扩散等。

（撰写：周晓青 修订：陈大光 审订：陈 光）

chuanzhen bianjie

喘振边界 surge line 当压气机转速不变，反压提高到一定程度时会发生喘振，刚进入喘振状态的点称为该转速的喘振点，各转速所对应的喘振点的连线称为喘振边界。在压气机特性图上将喘振开始时的流量和增压比的坐标点连接起来用以区分压气机气动稳定工作区和喘振区。（注：旋转失速也是气动不稳定现象，它可出现在喘振边界所划分的稳定区内。）多级压气机上何时出现喘振取决于其中每个级由级间互相影响决定的工作状态。实验表明，多级轴流压气机在中等转速下的喘振边界点由前面的级达到全失速时决定，而高转速下的喘振边界点则是由后面的级出现全失速时决定。而且前面的级由局部失速发展至全失速有一个过程，但后面的级往往是一旦出现局部失速就立即发展为全失速。离心压气机的喘振边界点在低转速下由工作叶轮的导风轮失速决定，而在高转速下由扩压器的失速决定。近年来，已经发展出一些预测压气机喘振边界的半经验计算模型。

（撰写：凌天铎 审订：陈矛章）

chuanlie yeshan

串列叶栅 tandem cascade 前后相距很近、且使气流向同一侧转向的两排叶栅。单排叶栅所能完成的气流转折角是有限的。当设计上所需的转折角大到一定值时，即使再增加叶栅的稠度，其转折能力也增加不多，但损失却急剧增加。此时需采用双排叶栅共同完成气流的转向。前后排叶栅的叶片数相等，二者在轴向可有间隔或搭接，周向亦可有偏距或缝隙。后排叶片可比前排叶片安排更大的弯度。这是因为后排叶栅的出气角为 90°（轴向），对同样的槽道扩散度，可有更大的转折角。串列叶栅的流动损失较低，因为这很像飞机的开裂式襟翼，对边界层有吹除作用。此外，在非设计工况时，只是前排的迎角变化，后排的迎角基本不变，也有助于减小损失。一般串列叶栅的损失比相应的单排叶栅降低 10 % ~ 25 %。但串列叶栅结构较复杂，性能上只在大轮毂比时较好，故一般只用在静子叶片上，在转子叶片上还未见采用。

（撰写：李志广 审订：陈矛章）

chuiqi jinyi

吹气襟翼 blown flap 利用从机翼中喷出的增压空气吹除襟翼上表面湍流以增加升力的一种襟翼。机翼的升力系数主要因气流分离而降低，因此延缓机翼气流分离是增加升力的一个重要途径。在前缘或后缘襟翼偏转时，气流在转折处更易分离。吹气襟翼的工作原理和作用是，从喷气发动机中引出一定流量的空气，给边界层注入能量，延缓气流分离，以增大升力。前、后缘襟翼都可用这种边界层吹气方法，通常分别称前缘吹气襟翼和后缘吹气襟翼。从理论上来讲，利用吸气方法控制边界层分离更为有利，但应用中吸气缝隙容易堵塞，所以吹气襟翼较为常用。吹气襟翼多用于喷气飞机的薄机翼上，因薄机翼难以装下像多缝襟翼那样的复杂装置，而且也很容易从喷气发动机压气机中得到高压空气。

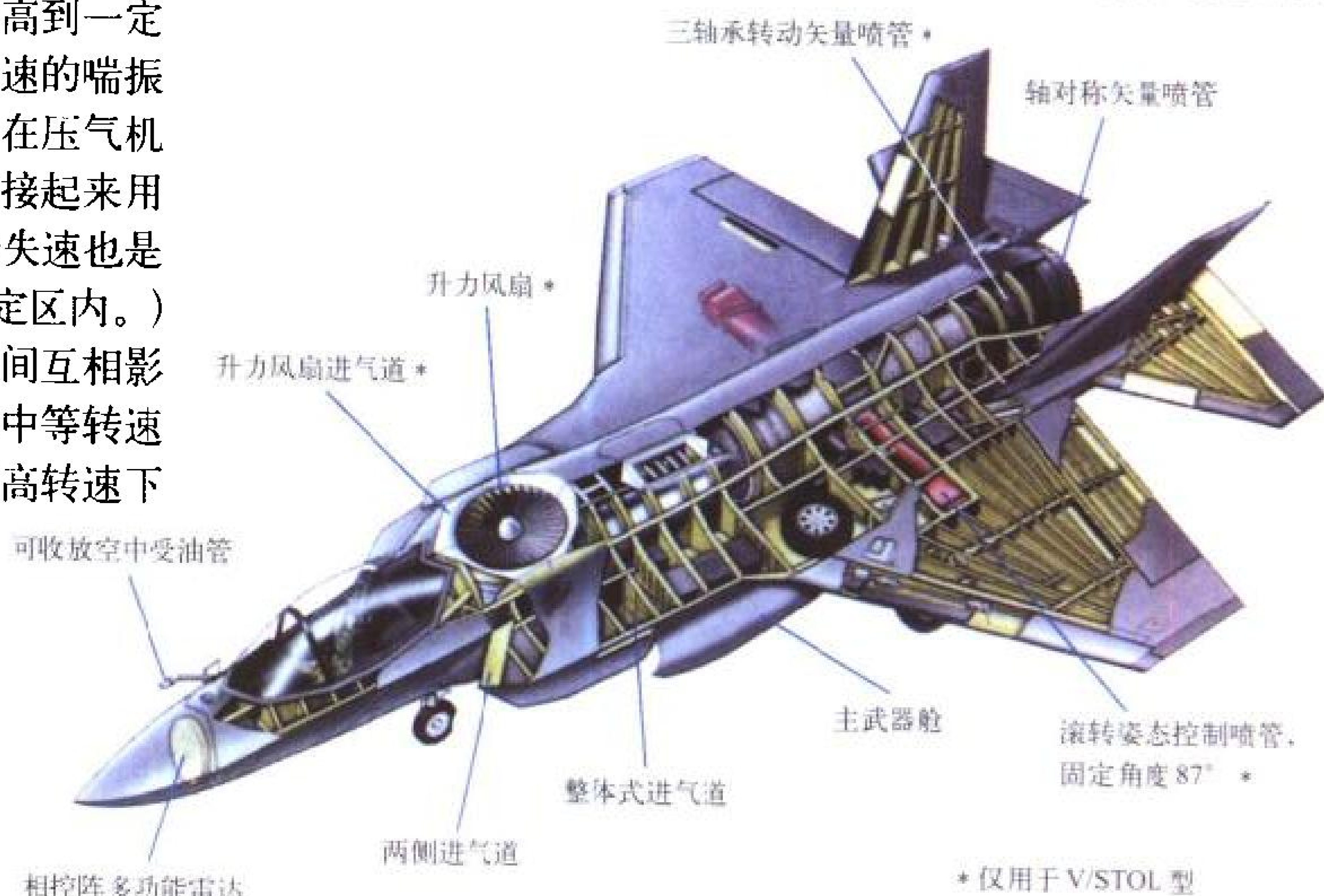
（撰写：林振申 修订：赵秀丽 审订：任源博）

chuizhi andingmian

垂直安定面 vertical stabilizer 见垂直尾翼。

chuizhi duanju qiluo dongli zhuangzhi

垂直/短距起落动力装置 vertical/short take-off and landing powerplant, V/STOL engine 垂直起落和短距起落飞机所使



远距机械传动升力风扇 V/STOL 动力方案

用的动力装置。它能为飞机提供等于、稍大于飞机起飞重量(垂直起落飞机)或略小于飞机起飞重量(短距起落飞机)的垂直推力(升力)，并为飞机提供水平飞行的推力。

这种动力装置的主要形式有：(1) 升力—推力发动机，即推力换向发动机；(2) 升力发动机与推力发动机或升力—推力发动机的组合；(3) 远距升力系统，包括从发动机引气通向远距安装的升力喷管和通过从发动机机械传动或引气驱动的升力风扇两种形式；(4) 旋转发动机，整个发动机可绕枢轴旋转至少 90° 以提供升力；(5) 短距起落用的襟翼吹气发动机，该发动机有一个齿轮传动变距风扇和一个大尺寸低压压气机，从压气机出口引出空气并引向吹气襟翼增升装置，变距风扇能在大的推力范围内使引气保持高的压力。至 20 世纪 90 年代末期，(1) 和 (2) 两种形式已经实用，其他形式尚在研究和发展之中。图示为正在研制中的美国联合攻击战斗机(JSF)的一种远距机械传动升力风扇方案。

为了在不增大发动机尺寸的条件下短时增加升力，可采用短时增大发动机工作状态、涵道加力或引射增升等办法。

（撰写：方昌德　审订：陈　光）

chuizhi duanju qiluo feiji

垂直/短距起落飞机　vertical/short take-off and landing (V/STOL) aircraft　见垂直起落飞机。

chuizhi qiluo feiji

垂直起落飞机　vertical take-off and landing aircraft　能垂直或接近垂直起飞和着陆的飞机。垂直起落飞机通常也可短距起落，所以垂直起落飞机常被称为垂直/短距起落(V/STOL)飞机。



英国的"鹞"垂直/短距起落飞机

垂直起落的具体数字要求目前在国际上还没有统一规定。在美国，飞机原地离地后能在 15 m (50 ft) 距离内飞越 15 m 的障碍高度称为垂直起飞。

垂直起落飞机的飞行与常规飞机相同，由固定翼产生空气动力升力来平衡飞机重力，但起飞和着陆时不靠机翼升力，而是直接由动力装置或由动力装置带动的旋翼、螺旋桨、风扇产生向上的升力，实现垂直起落。它能完成一系列常规飞机不能完成的飞行动作，如空中悬停、垂直机动、后退飞行、原地转向等。垂直起落飞机在超载起飞时可以通过地面滑跑加速，在机翼升力帮助下实现短距起飞。

垂直起落飞机在起落和过渡飞行时，飞机处于零速或极低速状态，气动力操纵面不起作用。因此，它需要用反作用喷气操纵系统进行操纵，或者用推力升力系统的喷口、多风扇、多升力发动机的不对称控制进行操纵，常常还要采用自动增稳系统和自动操纵系统，即用自动器来保持平衡和操纵。

到目前为止，比较成功的垂直/短距起落飞机有英国的"鹞"(见图)、俄罗斯的雅克-38 以及美国的 V-22 等。美国目前正在研制的三军通用联合攻击战斗机 (JSF) 也具有垂直/短距起落能力。

（撰写：林振申　修订：赵群力　审订：顾诵芬）

chuizhi qingkuang xianshiqi

垂直情况显示器　vertical situation display (VSD)　机电式地平仪的一种替代显示器。它具有指引地平仪和传感器信息显示两种工作状态。在指引地平仪工作状态，能够显示飞机基准符、姿态线、航向、航向信标偏差及下滑信标偏差符或指引符，以及以地平线为分界的天、地颜色或明暗灰度，必要时，通过工作方式选择可以显示其他的字符，如仪表着陆系统窗口、速度快慢符、高度、飞行航迹、预测的飞行航迹、距离、侧滑等。在传感器信息显示工作状态，具有电视、红外、攻击雷达、武器电视和地形跟踪雷达的工作方式，可以使基本飞行控制字符叠加在传感器图像之上。

（撰写：陆虎敏　审订：顾世敏）

chuizhi tuoluo

垂直陀螺　vertical gyroscope　测量飞机滚转角、俯仰角的陀螺仪表。可输出相应的电信号给自动驾驶仪、火控系统、雷达及照相设备等。它由以下几部分组成：(1) 二自由度陀螺仪，在修正装置控制下复现当地地垂线；(2) 摆式敏感元件，敏感当地地垂线方向；(3) 执行元件，产生修正力矩；(4) 信号输出装置，输出飞机姿态角信号。为满足飞机在大机动飞行的情况下能给出正确的姿态角信号，可增加一个随动环。为缩短起动时间和飞行中快速消除误差，均装有快速修正系统和锁定装置。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

chuizhi weiyi

垂直尾翼　vertical tail, fin, vertical stabilizer　又称垂直安定面。垂直装在飞机尾部上方，起保持飞机航向平衡、稳定和操纵作用的翼面，简称垂尾。其固定的前半部分为垂直安定面；铰接在垂直安定面后面的一部分称为方向舵，在驾驶员操纵下可左右偏转。也有极少数超声速飞机采用全动式垂直尾翼，即垂尾是一个完整的翼面，可整体地绕垂直轴左右偏转。

多数飞机只有一个位于机身对称面内的垂尾，称为单垂尾布局。在一些多发动机螺旋桨飞机上，为了利用螺旋桨后面的滑流提高垂尾效率，也有采用双垂尾布局的。即将垂尾分为两个翼面，分别装在平尾两端，使之正好处在滑流之中，同时也可起平尾端板的作用，提高平尾的效率。超声速战斗机上也广泛采用双垂尾布局。这是因为在超声速飞行中，为了保证飞机有足够的方向稳定性，需要一个较大面积的垂尾。如果采用双垂尾布局，可以降低垂尾高度，减小垂尾在飞机侧滑时产生的滚转力矩。另外，还有极少数飞机采用多垂尾布局。

（撰写：郑锦榕　修订：赵秀丽　审订：任源博）

cicha

磁差　magnetic variation　又称磁偏。磁子午线(包含磁轴的平面与地球表面的交线)与地理子午线(包含地球旋转轴的平面与地球表面的交线)间的夹角。磁子午线北端在地理子

午线以东，磁差为正；以西，磁差为负。各地的磁针（磁罗盘的敏感元件）除它自身的罗差之外，便保持在当地的磁子午线上，所以磁罗盘测出的航向角是以地磁子午线为参考线的磁航向，需加上磁差修正才是以地理北方（地理子午线）为参考的真航向。同理，地磁传感器感受的也是地磁子午线，测出的则为磁航向。磁差随地点、时间而异。各地的磁差可从磁差图查出，它在一年内的变化不超过10′，每隔一定时间需重新修正磁差图。（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

cichuanganqi

磁传感器 magnetic sensor　敏感磁子午线方向，输出磁航向信号的装置。常与航向陀螺组成陀螺磁罗盘，给航向陀螺发送磁航向信号。通常有永磁式和感应式两种：永磁式磁航向传感器由磁棒、信号变换器、罗盘液及罗差修正器等组成，以自由磁棒为敏感元件，跟踪地磁子午线，通过信号变换器输出磁航向信号；感应式磁航向传感器由地磁感应线圈、万向支架、罗盘液及罗差修正器等组成，通过感应线圈感受地磁水平分量，输出磁航向信号。20世纪90年代研制成功的磁阻元件也是敏感地磁的一种磁传感器。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

ciliuti donglixue

磁流体动力学 magneto-hydrodynamics, magneto-fluid dynamics　又称电磁流体动力学。研究导电流体在磁场中运动规律的一门学科。其理论基础主要是电动力学（研究电磁运动一般规律的学科）和流体动力学。它起源于研究自然现象，在天体物理学、地球物理学、高超声速空气动力学等学科中都有应用。磁流体动力学一般地论述流体，它的分支磁液体动力学和磁气体动力学则专门论述导电液体和电离的可压缩气体（称等离子体）。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

ciyichang tanceqi

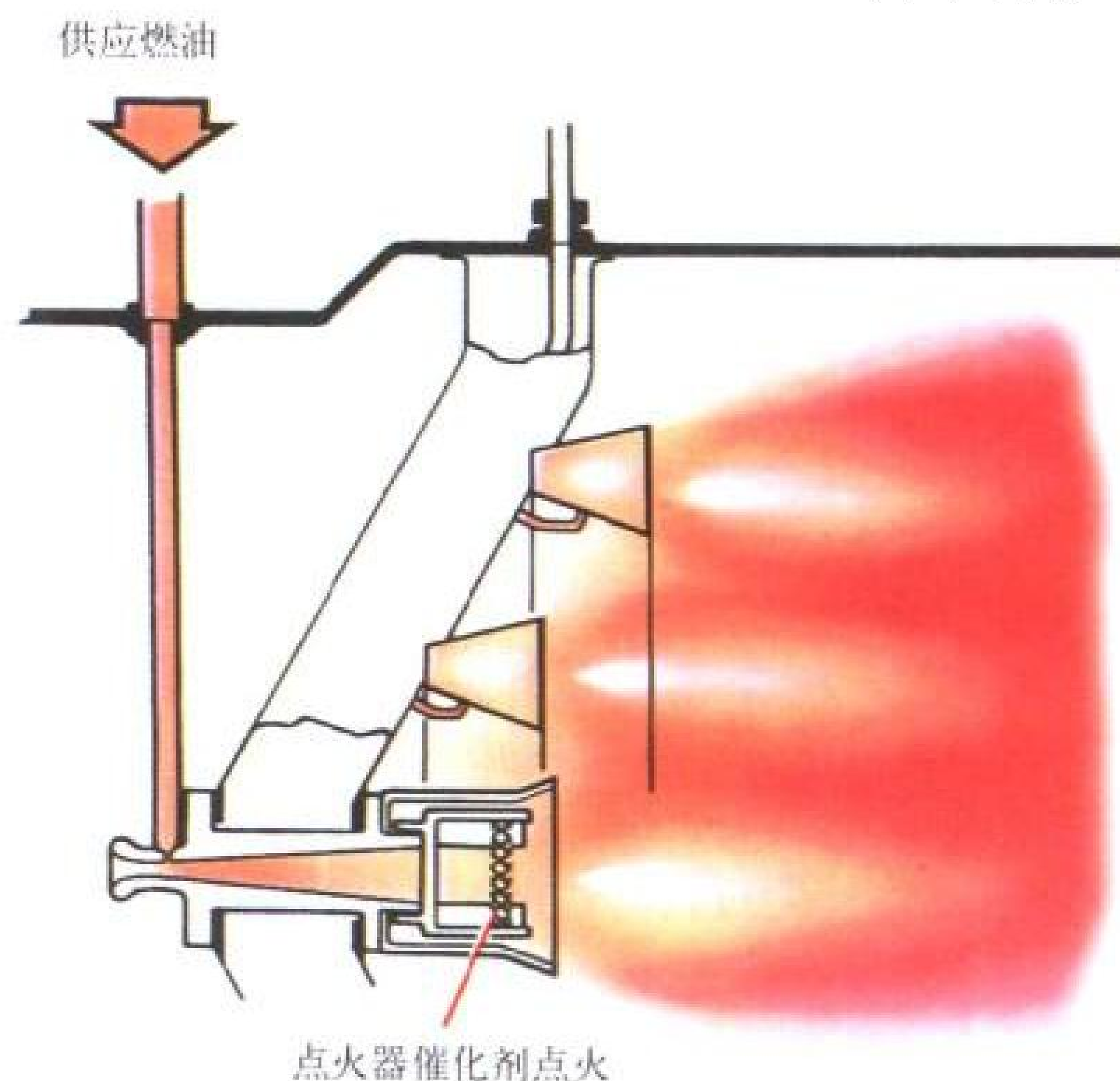
磁异常探测器 magnetic anomaly detector (MAD)　通过测量潜艇引起的地磁场异常对其进行定位的机载设备。磁异常探测器有固定式和拖曳式两类。固定式的磁探杆一般伸出飞机尾部，并有一套磁异常探测补偿装置，以减小飞机磁场对磁异常探测器工作的影响。拖曳式磁异常探测器其探头通过绞车和电缆，由飞机拖着飞行。机外探头电缆长度一般为25～60 m，因此探头工作不受飞机磁场的影响。磁异常探测器的品质因素为0.2 γ（磁场强度，$1\ \gamma = 79.58 \times 10^{-5}$ A/m）左右。装备磁异常探测器的反潜飞机一般在海面上空200 m左右高度飞行，对水下潜艇的探测范围仅约600～1000 m，故常与声呐浮标配合使用，对水下潜艇进行准确定位。

（撰写：谢文涛　审订：李敬贤）

cuihua dianhuo

催化点火 catalystic ignition　靠催化剂的催化作用使油气混合气反应速度骤增而产生火焰的加力燃烧室点火方式（见图）。

常用的催化剂是铂或铂铑合金，它是碳氢化合物与氧起氧化反应的高效能催化剂。通常用铂片或铂丝做成特定的催化组件或催化点火装置，小股燃油与空气混气流经该组件，产生火焰，先点燃该组件附近稳定器边缘的油气混合气，形成稳定的火焰，再传至整个加力室。一般从点火开始到点燃加力室不超过3 s。它虽然要求单独供油，但控制系统简单，系统对流动的堵塞作用小，且重量轻，使用方便。催化



催化点火（罗·罗公司提供）

剂多次使用会出现中毒和被污染，点火装置的寿命取决于点火循环数和发动机振动，可将催化组件做成易于更换的元件。（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

cuiduan lilun

脆断理论 brittle fracture theory　以断裂力学的方法研究脆性材料低应力脆断现象的理论。工程材料由于下列原因之一可能引起脆化：(1)提高钢中的含碳量；(2)接近三轴均匀拉伸的应力状态；(3)热处理提高金属强度；(4)降低温度；(5)加大结构尺寸；(6)提高加载速率；(7)与氢或其他致脆介质接触；(8)核辐射。

脆性材料或脆化了的材料，由于其断裂韧度低，屈服强度较高，在载荷远低于其屈服应力的条件下即发生低应力脆断，在结构设计时应防止此类现象的出现。由于断裂前裂纹尖端的塑性变形很小，因而在力学上属于线弹性断裂力学的范畴，但应定量地研究上述致脆因素对断裂过程的影响。

（撰写：何庆芝　审订：郦正能）

cuixing duanlie

脆性断裂 brittle fracture　断口处材料只伴随少量塑性变形的一种断裂。材料在断裂前以及断裂过程中发生塑性变形和吸收能量的能力，可用韧度这个词来描述。形容词“脆性”和“韧性”则用来区分具有低韧度和高韧度特点的破坏。当断裂时断口处材料只产生少量塑性变形，则该材料具有低韧度破坏的特点。

脆性断裂又称脆性解理断裂或解理断裂。金属的解理断裂系因原子键的简单断裂而沿结晶面直接断开。其主要特征是通常发生在某个特定的结晶面上，断口呈平直状，并且有明亮的闪光特征，在断裂前很少有可觉察的塑性变形。脆性断裂通常是高强度或延伸率低的材料，在冲击载荷作用下，或结构中含有疲劳裂纹（当裂纹长度达到临界长度时），尤其在低温情况易于产生；并且其破坏总是突然发生，故是一种较危险的断裂形式。（撰写：郦正能　审订：张躬行）



D jian

D检 D check 以英文字母D标记的定期检查。这是一种最复杂的定期检查，即三级维修，一般由大修厂(或称修理基地)或飞机制造厂完成，而不在基层单位分散进行。其间隔期通常为飞机总寿命的三分之一，并为C检间隔期的倍数。通常，D检间隔期用飞行小时数与日历年限两个期限。在确定这两个期限时，要注意它们之间的匹配问题。传统的飞机三级维修是翻修。按照以可靠性为中心的维修理论，飞机是复杂产品，如无薄弱环节，定期翻修无多大效果，应代之以最大的定期检查。目前，各国民航界已以D检代替翻修，显著节约了维修费用；飞机的固有安全性与经济性不仅没有降低，而且，有时还由于减少了因彻底分解飞机而引入的早期故障而有所提高。

（撰写：王立群　审订：耿荣生）

daqi canshu chuanganqi

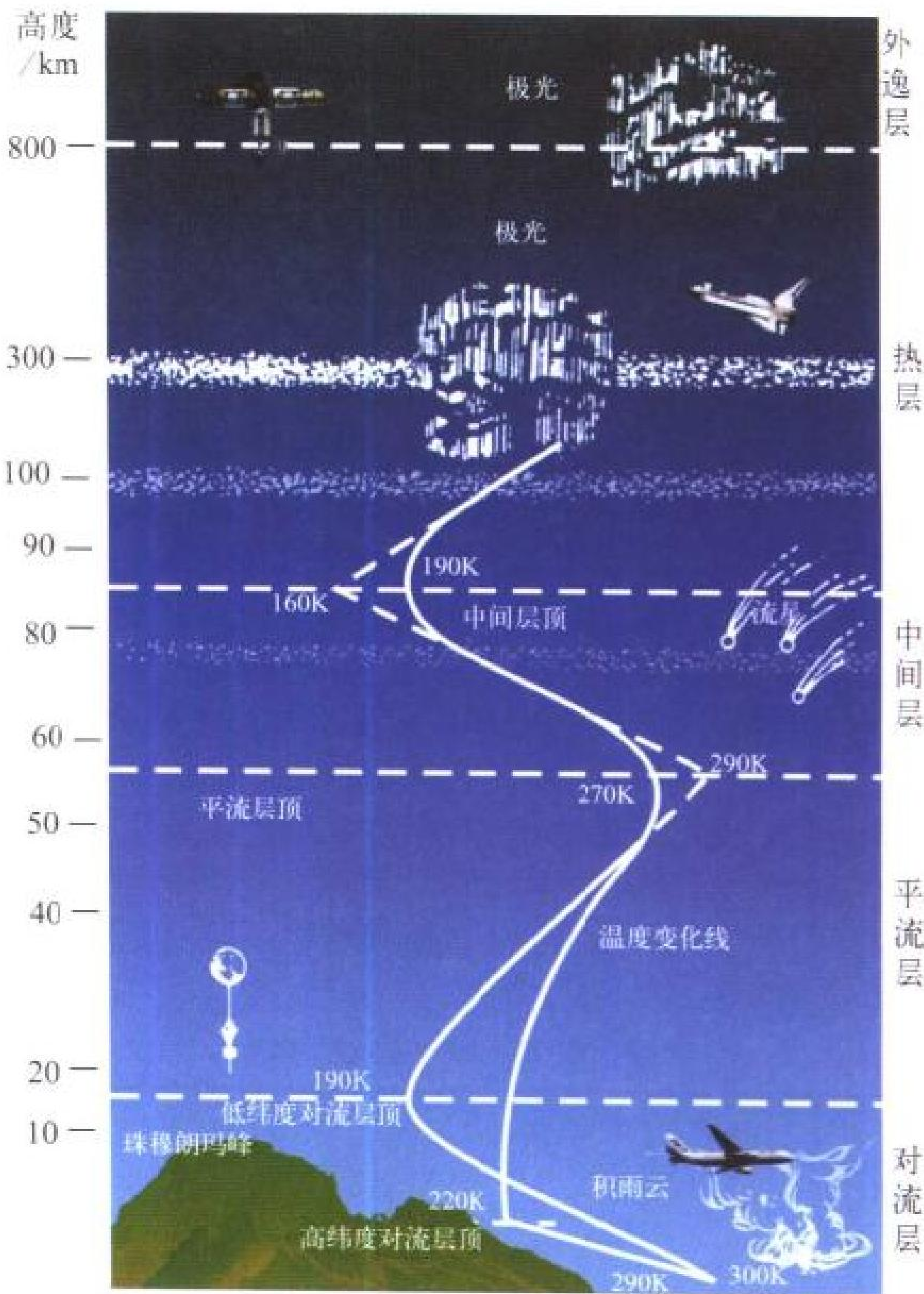
大气参数传感器 air data transducer 测量大气参数并输出相应信号的传感器之总称。根据被测量参数可以分为：总压传感器、静压传感器、动压传感器、总温传感器等。它们除可以输出总压、静压、动压、总温信号外，还可以经换算后输出高度、速度、马赫数、静温等信号，成为高度传感器、定高传感器、空速(真空速)传感器、马赫数传感器和升降速度传感器等。除总温外，其余传感器实质上是绝对和相对压力传感器。早期这些压力传感器的敏感元件都是真空膜盒(测量绝对压力)和开口膜盒(测量相对压力)。信号输出装置多为线性与非线性电位计。

20世纪70～80年代，敏感元件多用硅膜片和振动筒等，信号输出装置多为电子器件。到90年代后期，微硅谐振集成压力传感器问世后，因为它的精度高、稳定性好、体积小、重量轻、耐冲击与振动性能好等特点，有测量绝对压力的，也有测量相对压力的，所以是上述各种传感器的首选方案之一。由于微处理器的性能优越，根据需要，输出上述各种传感器的信号也易于实现。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

daqiceng

大气层 atmosphere 又称大气圈，简称大气。包围地球的空气层。由氮、氧、氩等多种气体混合组成。因空气密度随高度增高而趋于稀薄，故大气层无明显上界，并逐渐向星际空间过渡。大气按垂直方向有各种分层方法，通常根据大气中温度随高度垂直分布的特征，划分为对流层、平流层、中间层、热层、外逸层(外层)等5个层次，如图所示。



大气层环境示意图

（撰写：王学永　修订：王吉昌　审订：薛顺来）

daqi shuju xitong

大气数据系统 air data system 由大气数据传感器和计算机组成的飞行参数测量系统。它能根据少量原始信息，如大气静压、动压、总温(有时还有迎角)，经计算机算出与大气数据有关的参数，如飞行高度、高度变化率、升降速度、马赫数、马赫数变化率、大气静温、真实空速、指示空速等。另外飞行参数的测量和激波有关，当飞机在马赫数等于1附近飞行时，会造成很大的测量误差。大气数据系统实现了"静压源误差

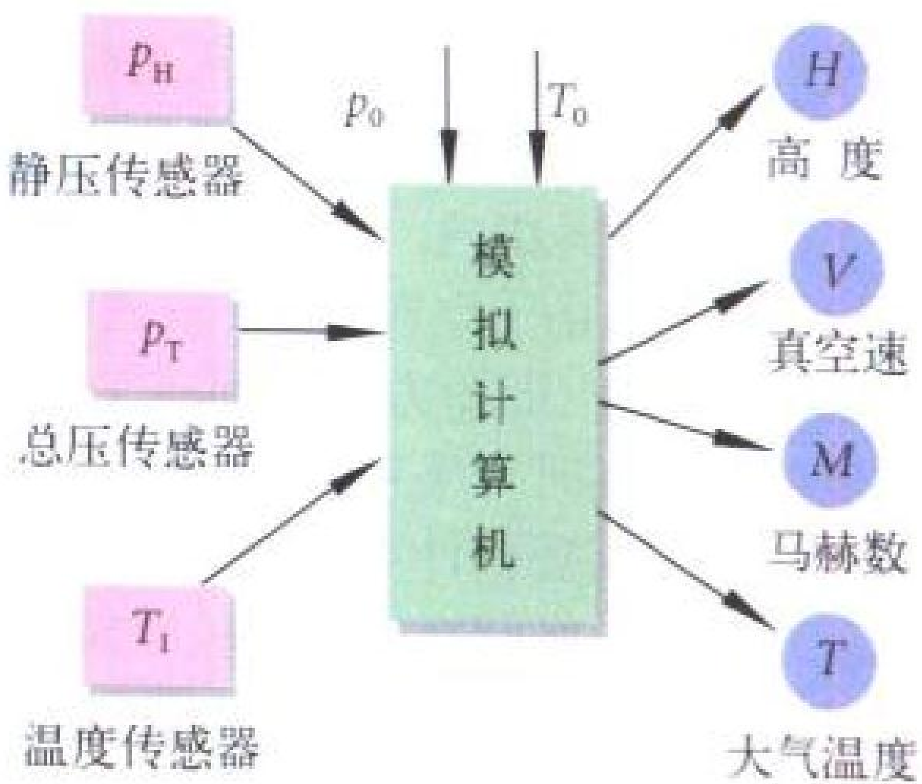


图1 模拟式大气数据计算机的组成

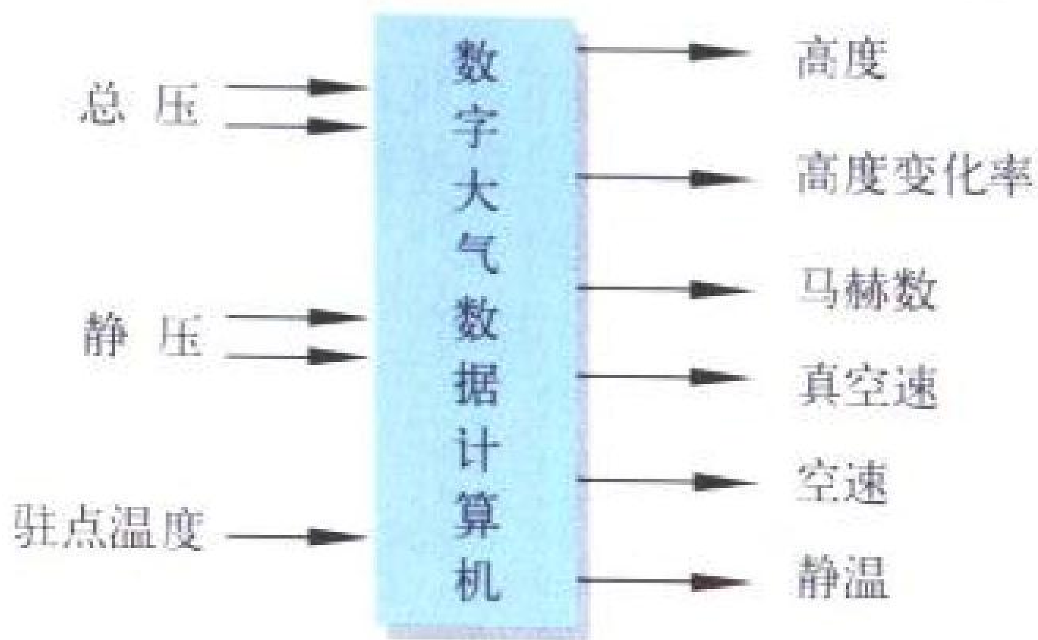


图2 数字式大气数据计算机的输入与输出

修正”，提高了系统的测量精度。为了改变用分立结构提供飞行状态参数，采用了一种多输入多输出的结构形式。这样做减少了机载设备的体积、重量，提高了信息的一致性，易于自检和故障监控，提高了可靠性。

（撰写：以光衢　审订：王纪倏）

daqi tuanliu

大气湍流　atmospheric turbulence　空气质点或团块的一种随机变化的不规则运动状态。常由一系列大小不等的涡旋运动组成。常见的大气湍流运动有大气边界层中的边界层湍流、高空急流附近的晴空湍流和卷云区湍流，以及与强对流活动有关的对流云湍流等。大气湍流使空气在垂直和水平方向上发生强烈的交换，是大气中特别是边界层中各种物理量（如热量、水汽）传输的重要方式之一。地面与大气、海洋与大气之间的湍流交换对天气和气候变化有着重要的作用。

大气湍流对飞行有重要的影响。例如，飞机在大气湍流区中飞行时，会使稳定性和操纵性变坏而产生颠簸，乘员感到不适，使某些任务（投弹、发射等）的完成质量受到影响，严重时还会使飞机结构受损。国际民航组织航空委员会规定了湍流强度等级（见下表）。

湍 流 强 度 等 级 表

等级		加速度表指示（g）	气流的恶劣程度
无	0	1.0	感觉不到任何颠簸
弱	1	1.1～0.9	稍有颠簸，容易修正
	2	1.3～0.7	有相当的颠簸，但腰部尚不致浮起
中	3	1.6～0.4	有相当的颠簸，腰部浮起
强	4	1.9～0.1	颠簸较大，身体上浮，操纵困难
	5	2.2～0.1	颠簸十分强烈，操纵十分困难

（撰写：王吉昌　审订：薛顺来）

daqi wendubiao

大气温度表　air-temperature indicator　测量飞机所在高度大气温度的仪表。它为飞行人员提供近似的大气温度值，以便修正气压高度和空速，获取真实高度和真空速数据。在飞机飞行的高度范围内，大气温度的变化范围约为－70～60℃。飞机飞行时，由于空气受到飞机表面的阻滞作用，无法准确地测量大气温度（即前方未受扰动气流的温度，简称静温）。对精度要求不高时可采用双金属式或电阻式温度表；在近代飞机采用的大气数据计算机中，通常采用总温传感器准确测出气流的总温，经解算得出比较准确的大气温度数据。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

datuxiang quanjing xianshi

“大图像”全景显示　“big picture” panorama display　利用机载的高亮度、高分辨率、高寿命的大屏幕平板矩阵显示介质，采用先进的声控技术、触摸屏技术，提供智能化人机接口，实现在各种任务状态下直观形象显示。它是未来战术座舱提高驾驶员战术感知的一种手段，是一项正在研究中的新概念座舱综合控制与显示技术。

（撰写：王金岩　审订：陆润生）

dawo moni

大涡模拟　large eddy simulation　湍流流动中存在着小尺度涡和大尺度涡两种结构。大涡对湍流中的雷诺应力和各种物理量的输运过程作出主要贡献，它与平均流动强烈地相互作用着。小涡是主要通过大涡间的非线性相互作用间接产生的，它与平均运动或流场边界形状几乎没有关系，可近似地看作各向同性的，对平均运动也只有轻微的影响。大涡模拟中，首先要通过某种滤波方法将包括脉动在内的湍流瞬时运动分解成大尺度运动和小尺度运动两部分。大尺度量通过数值求解滤波后的 Navier-Stokes 方程获得。小尺度运动对大尺度运动的影响将在上述方程中表现为类似于雷诺应力的应力项，称为亚格子雷诺应力。此应力项将通过建立模型来模拟。

（撰写：朱自强　审订：李椿萱）

daxiao yepian zhuanzi

大小叶片转子　splittered vane rotor　又称分流叶片转子。宽弦与窄弦叶片相间排列的转子。窄弦叶片位于两宽弦叶片形成的槽道后部。窄弦叶片的作用是抑制大叶片叶背的气流分离，从而可使气流发生更大的转角，实现更高的单级增压比。此种新概念的单级风扇，可以达到 20 世纪 90 年代中期发动机三级风扇才能达到的增压比，并具有很高的效率。国外的试验表明，试验结果与计算值很吻合。

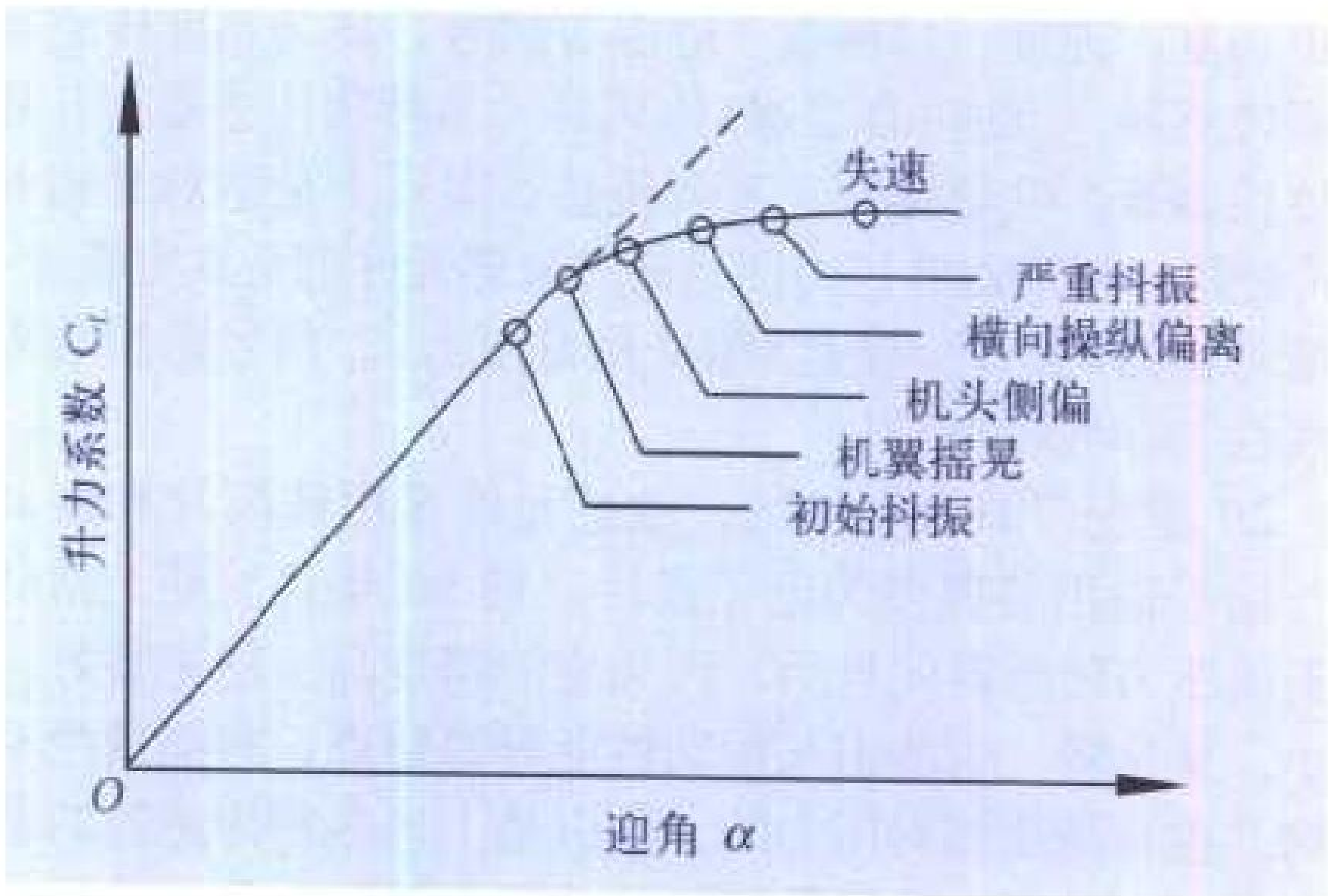


大小叶片转子的照片

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

dayingjiao feixing

大迎角飞行　flight at high angles of attack　飞机（特别是高机动性战斗机）作大迎角（超过刚刚引起气流分离的迎角）的机动飞行。机动飞行时，可能遇到气动力、运动耦合和惯性耦合三个方面的问题。在失速迎角区内飞行，飞机可能出现初始抖振、机翼摇晃、机头侧偏（航向偏离）和横向操纵偏离，甚至出现严重抖振以及产生偏航力矩等失速或过失速现象，使飞机失控和偏离（如图所示）。为了保证在失速迎角区



大迎角飞行示意图

内飞行安全和驾驶员作无忧虑的大迎角机动飞行，必须在飞行控制系统中设置大迎角限制器：迎角/过载限制器和滚转速率限制器以及方向舵偏转角限制器。

（撰写：李志强　审订：赵　杰）

dayuan hangxian

大圆航线　great circle course　为节省飞行器燃料，缩短飞行时间和飞行距离，从地球上任一点到另一点的最佳航线。

大圆是地球表面上任意两点和地心所构成的平面与地球表面的交线。大圆距离是地球表面上两点之间的最短地表距离。由于大圆上每点的切线与穿过该点的子午线有不同的夹角，因此要保持大圆飞行，飞行器的航向角要不断改变，这叫做大圆飞行操纵。由大圆上点 i 飞至大圆上下一个点 $i+1$ 时，在点 i 的航向角应为

$$\Psi_i = \cos^{-1}\left[\frac{\sin\lambda_{i+1} - \sin\lambda_i\cos(d/R_a)}{\cos\lambda_i\sin(d/R_a)}\right]$$

式中 Ψ_i 为点 i 处应有的航向角；λ_i 和 λ_{i+1} 分别为点 i 和点 $i+1$ 处的经度；d 是点 i 到点 $i+1$ 的大圆距离；R_a 是点 i 和点 $i+1$ 处的地球半径的平均值。

（撰写：张洪钺　审订：李四海）

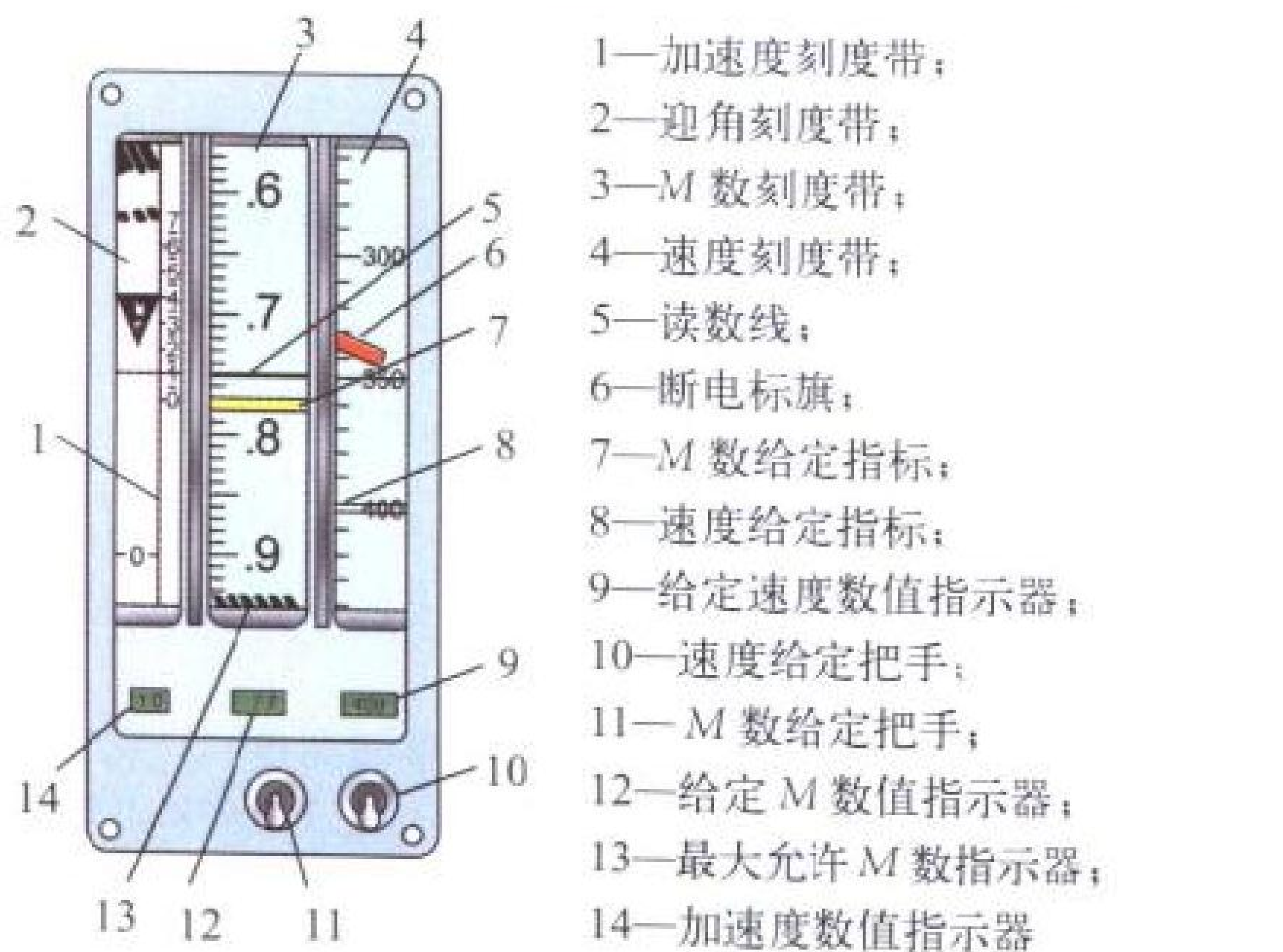
daifei

带飞　instructional flight　飞行教员在教练机上对飞行学员和驾驶员进行的技术教学或技术检查的飞行。带飞是飞行学员掌握飞行技术和了解驾驶员技术水平的主要手段。带飞是训练飞行的技术教学阶段，一个科目可以带飞几次，专业技术基本掌握后才能单飞。上级要定期对驾驶员进行技术检查。带飞通常是在相同机种的教练机上进行。根据空中教学特点，带飞教学的基本方法有示范、提示帮助、适当放手、假设偏差或故障和简要讲评等。

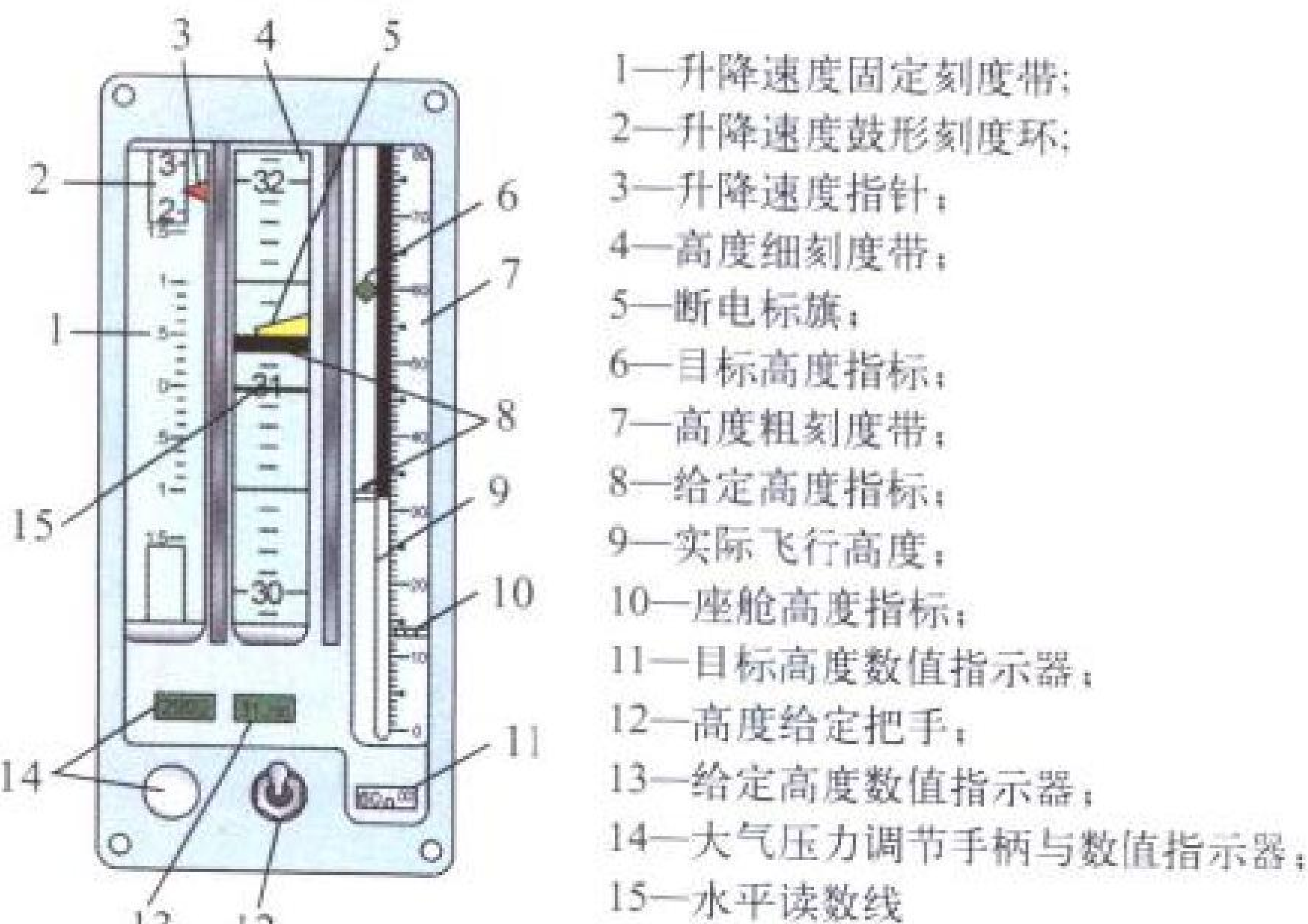
（撰写：李玉璞　审订：李志强）

daishi yibiao

带式仪表　tape-type instrument　以刻度带为主要特征的仪表。图(a)与图(b)便是两个典型的带式仪表（组合空速表和组合高度表）。图(a)所示：法向加速度、迎角、马赫数(M)和空速指示都放在此组合空速表中（航天飞机上即如此）。马赫数和空速以及加速度都有给定（规定）指标及其数字指示器。马赫数还有最大允许马赫数指标。断电标旗是一种告警旗。图(b)所示：升降速度、座舱气压高度和高度3个参数组合在组合高度表内。　（撰写：黄俊钦　审订：王占林）



(a) 组合空速表



(b) 组合高度表

带式仪表

daiyi zhishengji

带翼直升机　winged helicopter　安装有辅助机翼的直升机。前飞时机翼提供部分升力使旋翼卸载，从而改善了直升机的前飞性能。这种形式的主要问题是：悬停及垂直起飞时，旋翼下洗流作用在机翼上引起较大的向下空气动力阻力，抵消了旋翼产生的部分向上拉力；而且，前飞时由于旋翼卸载而拉力降低再加上机翼的阻力，使得旋翼必须前倾更大以提供所需的水平前进力，从而引起了布局及构造上的困难。因此，机翼的面积及其作用只能是很有限的。武装直升机大多带有面积很小的机翼（称为短翼）以吊挂武器，同时提供少量的辅助升力，使飞行性能略有提高。


一种带翼直升机的试验机

（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

dai ziran yuyan shuchu de yibiao

带自然语言输出的仪表　instrument with natural language output　又称会说话的仪表。能用自然语言输出的仪表。直接用语言说明需要注意及告警的信息，效果好，其数量也不受限制。许多飞行中发生的各种事件，有些飞行计划的安排和重要的仪表显示参数，以及各个机组人员工作计划和作息安排等的显示，都可伴随着自然语言的通报，让全体机组人员都知道。有的可以将要通报的信息传至机组人员的耳机内，既利用了机组人员的听觉，又减少了驾驶员的视觉负担。必须指出，自然语言输出应由计算机统一管理，做到有条不紊。　（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

danfei

单飞　solo flight　驾驶员或学员单独驾驶飞机进行训练或执行任务的飞行。学员的单飞是飞行技术的重要进步。经过带飞基本上掌握了飞行技术后，才能放单飞。单飞使学到的飞行技术得到巩固与提高。单飞是训练飞行的重要阶段。成熟的驾驶员通常都是单飞，独立完成飞行任务，如作战、航班和科研试飞等飞行。驾驶员在进入新科目或改装新机种时，通常要经过带飞后再进行单飞，以掌握新的飞行技术，提高新的飞行技能。　（撰写：李玉璞　审订：李志强）

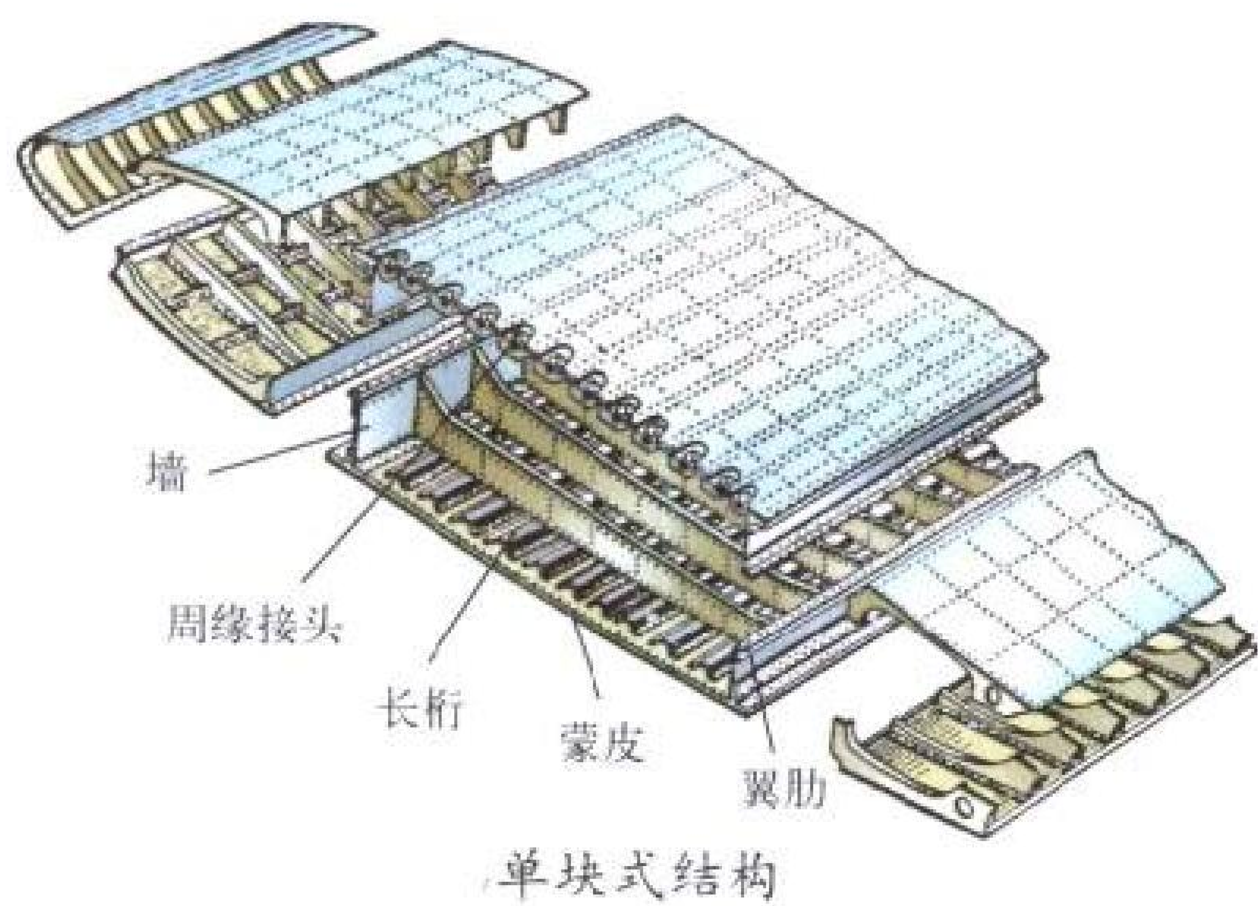
danjing yepian

单晶叶片　single crystal blade　只有一个晶粒的叶片。单晶叶片精铸技术是在定向结晶叶片技术的基础上发展起来

的。其机械性能的改善不仅因为消除了晶界，而且总体性能也有所改善。因为既是单晶，就不再需要硼、碳、铪、锆这些专为强化晶界而采用的熔点较低的元素。去掉这些元素后，合金的熔化温度约可提高 100 ℃ 左右，热处理温度增加 75 ℃ 左右，这就会降低偏析，提高细化的 γ′ 相，因而提高了蠕变强度。弹性模量降低，会提高抗热疲劳和抗撞击能力。单晶叶片易于涂敷隔热涂层，因而提高了叶片的抗氧化性能。由于铬、钨成分增加，抗热腐蚀性能也提高。和普通精铸叶片相比，其蠕变强度和抗热疲劳能力可提高 8 倍，抗氧化和抗腐蚀能力可提高 2.5 倍。单晶叶片自 20 世纪 80 年代初已在许多航空发动机涡轮上推广应用。单晶叶片的照片参见定向结晶叶片。（撰写：李志广　审订：陈矛章）

danƙuaishi jiegou

单块式结构　mono-block structure　又称沉箱式结构。以蒙皮、长桁为纵向主要受力构件的翼面结构。该类结构长桁多而强，蒙皮较厚，无翼梁，只有弱的纵墙。由于蒙皮和桁条、纵墙的缘条构成一个“整块”承受弯矩引起的轴向拉力和压力，故有“单块式”之称。又因为该结构的上下蒙皮、



单块式结构

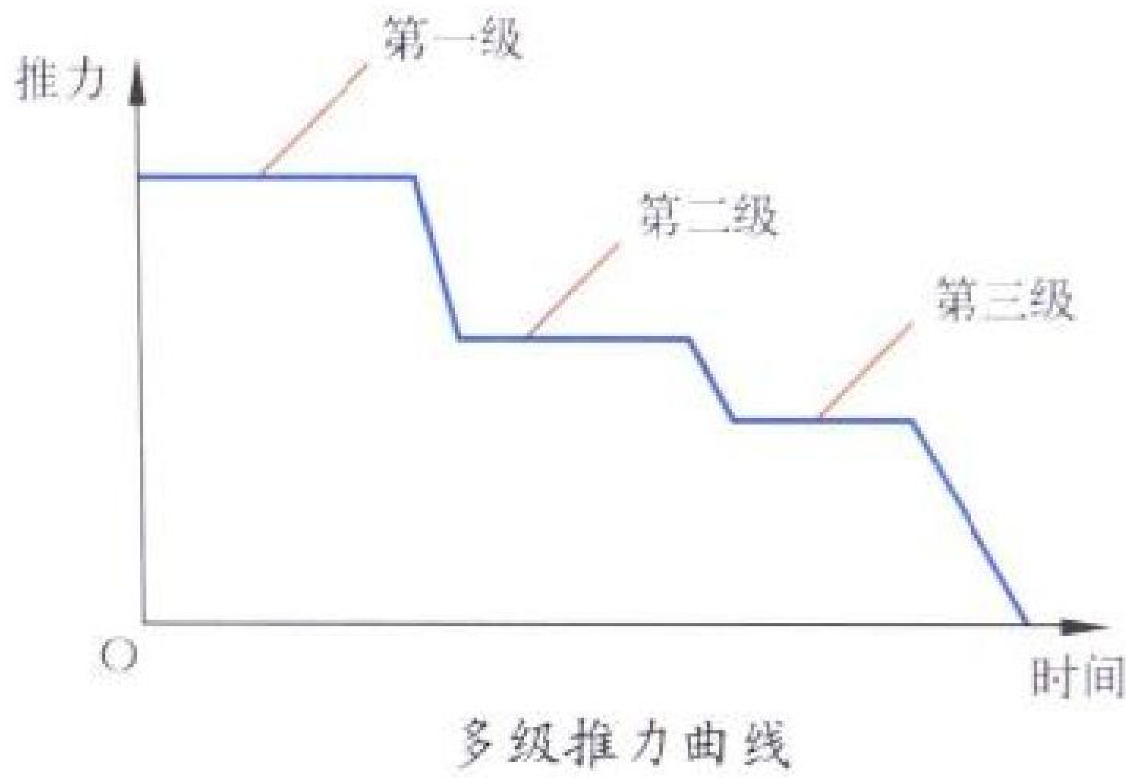
桁条、翼肋和纵墙组成一个像箱子似的受力封闭结构，承受翼面上的各种载荷，故又有“沉箱式”之称。单块式结构的主要特点是：蒙皮厚，翼面抗扭刚度大；能较好利用翼剖面高度，减轻结构重量；受力件分散，生存力较强；机身与机翼对接部位便于机翼作为整体贯穿机身或在对接面采取周缘接头分散连接，充分发挥机翼根部蒙皮的效率。但与梁式结构相比，存在不利于开大的舱口，机身与机翼对接周缘接头装配复杂，以及不宜承受集中载荷等缺点。因此，现代飞机结构中一般采用单块式结构与梁式结构的混合形式，可以取长补短，充分利用各自的优点。例如米格－19 的机翼根部采用了梁式结构，而外翼采用单块式结构，这种设计减重效果较好。（撰写：章怡宁　沈　漳　审订：何君毅）

danmaichong tianxian

单脉冲天线　monopulse antenna　能同时提供多波束，利用单个脉冲回波形成测向所需的“和”信号与“差”信号的天线。单脉冲天线是单脉冲雷达赖以测量目标角位置的基本部件。发射时，发射机的能量只经“和”通道，形成“和”波束，对目标进行照射；接收时，通过“和”通道接收机得到目标距离信息以及测向时所需的基准信号，同时由单脉冲天线形成的“差”通道接收机接收目标偏离天线轴线的角度信息；以“差”通道信号与基准信号比较所得的相位差确定目标偏离天线轴线的方向。单脉冲天线的主要指标有“和”增益、“和”方向图旁瓣电平及“差”方向图零深和斜率等。按工作原理，单脉冲天线可分为比幅单脉冲和比相单脉冲天线。前者是比较两个偏轴波束所接收的信号幅度来提取“差”信息；后者是比较两个平行波束所接收的信号相位来提取“差”信息。（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

danshi doutuili fadongji

单室多推力发动机　single chamber multistage thrust motor　一个燃烧室提供两个或两个以上推力级的火箭发动机。推力曲线见图。这种发动机一般采用不同厚度和不同燃烧表面的装药，也可以用几种燃速不同的装药或调整喷喉面积来实



多级推力曲线

现。当推力比要求大时，还可以同时采用上述几种方法。在总冲相同的情况下，采用单室多推力发动机，会使导弹的射程和速度变化都优于单级推力发动机。在目前实际应用中最多的还是双推发动机。

与多台火箭发动机产生多级推力相比，这种发动机结构简单、紧凑，重量轻，多用做空空、地空等战术导弹的动力装置。（撰写：马适堂　审订：郑志伟）

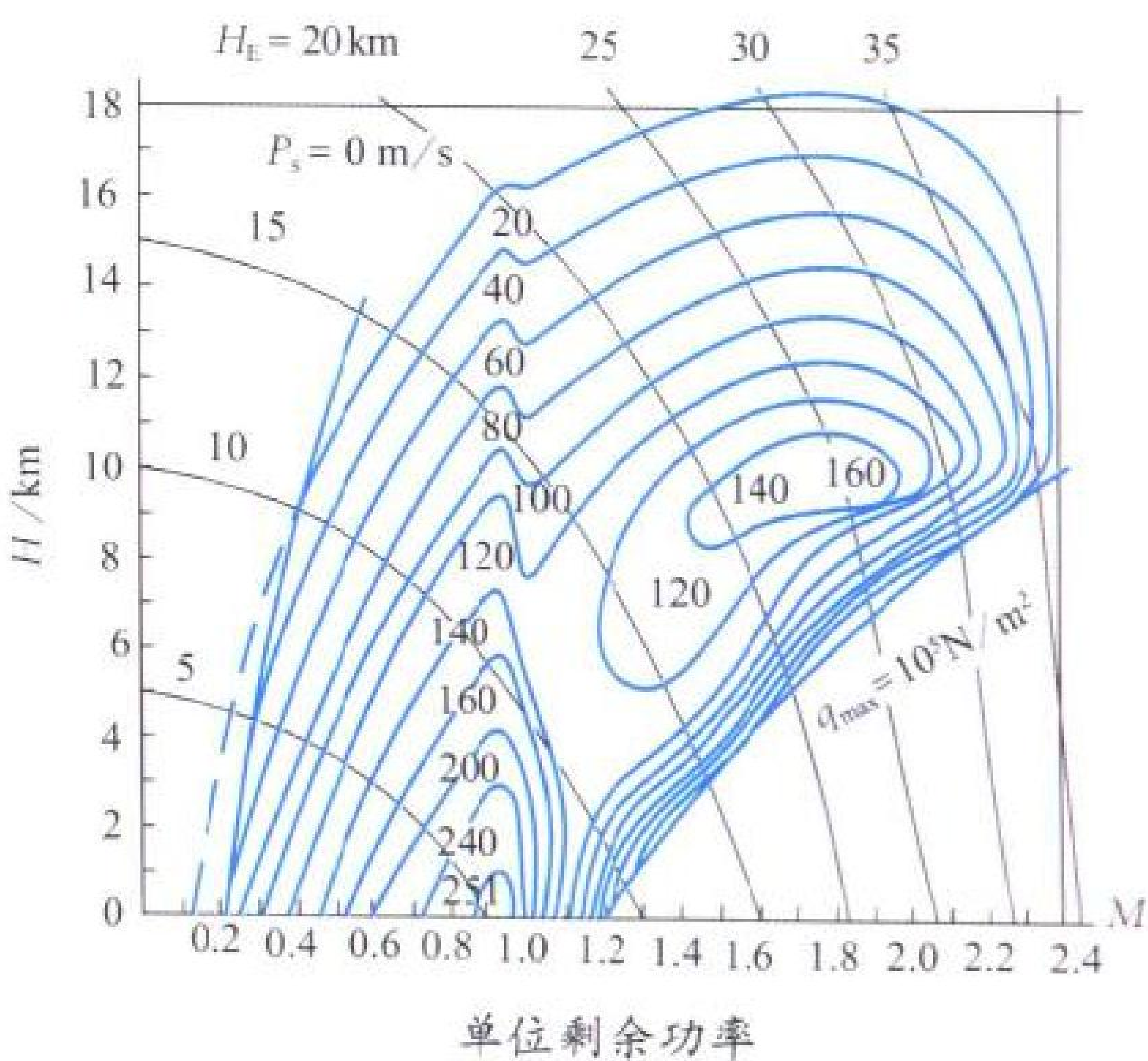
danwei shengyu gonglü

单位剩余功率　specific excess power　单位飞机重量所具有的剩余功率。其计算公式为

$$P_s = (T - D)V/(mg)$$

式中 P_s 为飞机单位剩余功率；$(T-D)$ 为飞机的剩余推力；$(T-D)V$ 为飞机的剩余功率；m 为飞机质量；g 为重力加速度。

剩余功率可以用来使飞机上升（增加高度），或者加速，或者作转弯机动。因此，单位剩余功率是描述飞机机动能力的重要综合性能指标之一，主要与发动机的工作状态和特



单位剩余功率

性、飞机的重量及阻力特性有关。为直观起见，在分析飞机机动性时，常用在一定过载条件下速度—高度平面上的单位剩余功率等值线图来表示飞机的单位剩余功率特性。

（撰写：金长江　审订：肖业伦）

danwei tuili

单位推力 specific thrust　喷气发动机的推力与空气质量流量之比。它是喷气发动机的一个重要性能指标。在一定的设计推力要求下，单位推力越大，空气质量流量的设计值越小，相应的发动机尺寸和重量也越小。现代先进军用涡轮风扇发动机在加力状态的单位推力达 120～130 daN/(kg/s)，在不加力状态可达 80～90 daN/(kg/s)。

（撰写：张津　审订：陈大光）

danwei yingmian tuili

单位迎面推力 thrust per frontal area　喷气发动机的推力与其最大横截面积之比。在一定的设计推力要求下，单位迎面推力越大，则发动机的横截面积越小，飞机阻力也越小。先进军用加力涡轮风扇发动机的单位迎面推力达 11000～12500 daN/m^2，而现代民用高涵道比涡轮风扇发动机的单位迎面推力约为 5000～6000 daN/m^2。

（撰写：张津　审订：陈大光）

danxuanyi zhishengji

单旋翼直升机 single-rotor helicopter　由航空发动机通过机械传动方式驱动一副旋翼的直升机。单旋翼直升机由于构



中国的直11单旋翼直升机

造简单和传动效率高而应用最为广泛。这种形式的直升机为了平衡旋翼反扭矩及进行航向操纵，往往在尾梁末端安装有一副尾桨，产生侧向力，称为单旋翼带尾桨直升机。对于轻型单旋翼直升机，可把尾桨安装在尾梁末端的涵道内，这种尾桨称为涵道风扇尾桨。20世纪80年代研制了另外一种平衡旋翼反扭矩及进行航向操纵的方法，由尾梁前部的可变距风扇、环量控制尾梁尾部可操纵的喷气锥组成的反扭矩系统提供平衡旋翼反扭矩所需的力矩，因而不设置尾桨。这种单旋翼直升机称为单旋翼无尾桨直升机。

（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨忠琴）

danyiji

单翼机 monoplane　具有一个机翼的飞机。这是当代飞机应用最广的形式。早期的单翼机以及近代某些低速单翼机上往往用撑杆把机翼与机身相连，以改善机翼的受力状况，减轻机翼的结构重量，这种形式称为带撑杆的单翼机。现代高



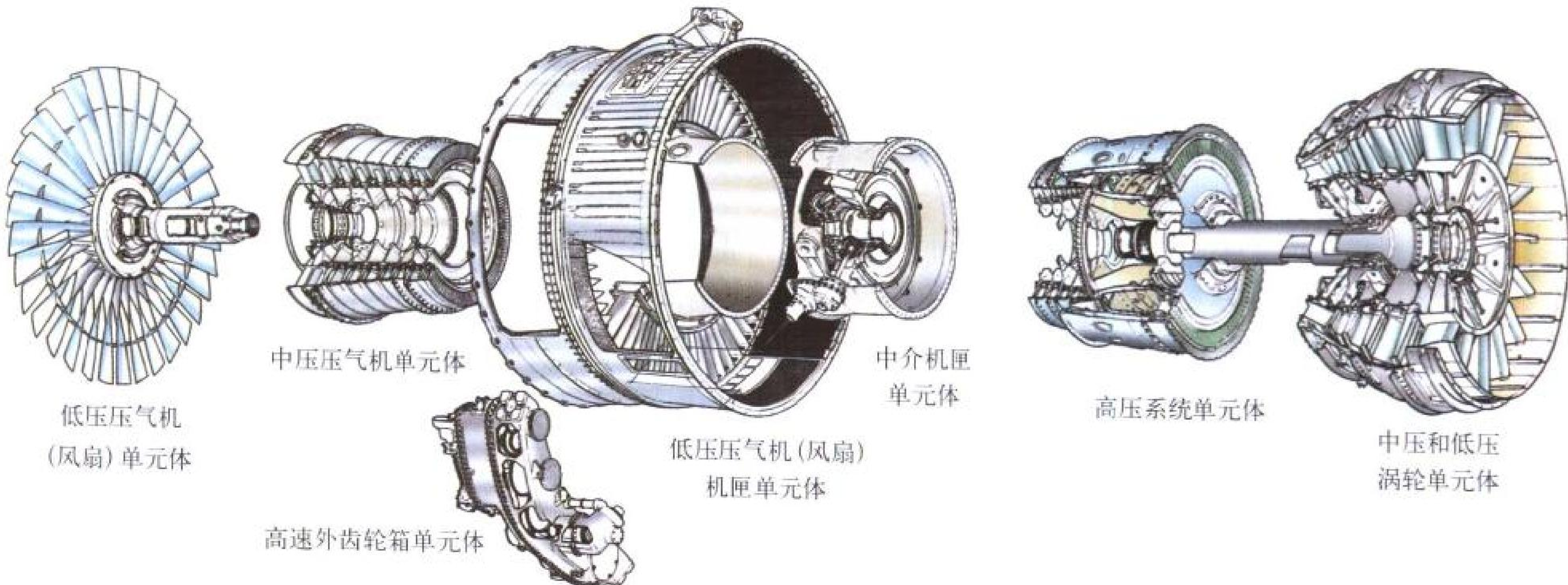
单翼机

速飞机为减小阻力都取消了撑杆，成为张臂式单翼机。根据机翼相对机身的位置不同，单翼机又可分为伞式单翼、上单翼、中单翼和下单翼式飞机。伞式单翼机多用于水上飞机，在水上起落时机翼受水的飞溅影响最小。中单翼的机翼机身间的干扰阻力最小，下单翼干扰阻力最大。装于下单翼飞机机翼上的起落架最短，重量较轻；装于上单翼飞机机翼上的起落架最长，重量较大且不易收放。上单翼飞机有良好的向下视界，许多游览机都采用这种形式。

（撰写：钱智声　审订：赵群力）

danyuanti sheji

单元体设计 modular design　将发动机分成若干个结构上独立的、能在外场甚至在飞机上拆换的单元体的一种结构设



单元体设计（罗·罗公司提供）

计方法(见图)。一个单元体由一个至几个部件组成。在有些发动机中，单元体又可划分成几个称为维修单元体的小单元体。要求同一单元体在性能上与装配上规格化，单元体间只有最简单的连接，更换单元体后，不影响发动机性能和部件间的协调工作。因此在更换单元体时，不对转子进行平衡，也不需在试车台上对性能进行测试和调整。从20世纪70年代开始采用单元体设计以后，大大提高了发动机的维修性，减少了发动机的维修时间和外场备用发动机数量，不仅节约了使用费用，而且提高了飞机的利用率。

(撰写：陈光　审订：陈大光)

danzhuanzi fadongji

单转子发动机 single spool engine　压气机和涡轮共用一根轴的燃气涡轮发动机。早期出现的涡轮喷气发动机多是单转子发动机，其优点是结构简单。但是，燃气涡轮发动机的各个部件只有在接近设计状态的一定范围内才能有效地工作，当偏离设计状态较多时，各部件的工作就会恶化。这样，不仅加大了气体的流动损失，甚至还会引起不稳定工作。对于设计增压比较高的单转子发动机的压气机往往采用可调静子叶片或中间级放气作为低转速的防喘措施。当设计增压比高到一定程度时，叶片的调节角度或放气量会大到不可接受的程度。因此，随着发动机设计增压比的不断提高，出现了双转子甚至三转子发动机。目前，只有一些小型低增压比的涡轮喷气发动机才采用单转子设计，而法国的M 53单转子涡轮风扇发动机是涡轮风扇发动机中的惟一例外。

(撰写：方昌德　审订：陈光)

dancang

弹舱 weapon bay　又称武器舱。军用航空器上用来放置武器弹药的专用舱。在早先的军用航空器中主要指轰炸机上专门用来装载炸弹的舱。现在新一代战斗机也多采用专用的武器舱，把原先通常挂装在机翼和机身外挂架上的导弹等弹药



F-22打开内部武器舱门飞行

挂装在舱内，以提高隐身性能。弹舱通常设计在机身内部靠近飞机重心处，应该具有能快速打开的舱门，以便于武器的投放。

(撰写：赵秀丽　审订：任源博)

dandaoba

弹道靶 ballistic range　在静止气体中试验高速运动模型的设备。它由配置有多种仪器的相当长的密封试验舱(靶室)和模型发射器组成。模型由发射器加速到所需速度后进入靶室，在惯性力和空气动力作用下飞行。沿模型飞行方向设置阴影照相和计时系统，以测定模型飞经各测量站的空间坐标和所对应的时间，并测量需要的气动参数。弹道靶出现较早，18世纪时就已用于炮弹性能研究；到了现在已用于再入飞行器的高超声速气动特性研究，还可用于研究再入飞行器周围的高温气体辐射和电磁波特性，评定再入飞行器防热材料的烧蚀侵蚀性能。为了得到更好的烧蚀侵蚀试验结果，20世纪70年代中期又在靶室中从发射器出口起安装特殊的轨道装置，从而形成了更新型的弹道靶—轨道系统。有代表性的是美国阿诺德工程发展中心(AEDC)的G靶—轨道系统，主要技术指标是：靶室长305 m，轨道长277 m，模型速度最高为6096 m/s。

(撰写：李颂辉　审订：范洁川)

dandao xingneng shiyan

弹道性能试验 ballistic performance test　内弹道试验与外弹道试验的总称。其中内弹道专对火炮而言，外弹道除火炮外弹道外，还可包括航空炸弹弹道、火箭弹弹道(主动段与被动段)。内弹道试验是外弹道试验和其他各项弹药试验的基础，故一般先进行内弹道试验。内弹道试验的主要任务是，利用特定设备测量火炮在不同药温条件下弹丸的初速、最高膛压及膛压随时间的变化规律，检验是否符合内弹道性能指标要求。外弹道试验的主要任务是，采用外弹道测量手段(如雷达、光学、遥测)测量外弹道参数，如飞行轨迹、速度、姿态角、飞行时间、地面射程与落点密集度等，以满足弹药的性能鉴定或编拟射表的需要。有时为了特殊需要(如编拟射表)，还要测火炮跳角。在进行外弹道试验的同时，还应测定最大弹道高度以下的气象要素，包括风速、风向、气温、气压随高度的变化，以用于弹道标准化计算和弹道研究。

(撰写：綦书节　鲁德业　审订：王祖典)

danyao dimian jingzhi shiyan

弹药地面静止试验 munitions fast cookoff test　在地面按一定模拟条件，用仪器或某些专用装置测量弹药在静态点火或爆炸时各种参数的试验。例如：在固定台架上测量火箭发动机推力、压力的试验；弹片空间分布试验；扇形靶试验；弹体破碎性试验；弹片飞散速度试验；冲击波超压值试验；炸坑试验；特种弹静态效应试验；静破甲试验等。静止试验方法简便易行，但因静止条件不能完全模拟飞行动态情况，故试验结果与真实情况有一定差别。

(撰写：綦书节　鲁德业　审订：王祖典)

danyao weili xiaoying shiyan

弹药威力/效应试验 munitions lethality / effect test　按战术技术指标规定的条件和要求，以地面静态、动态方式，或以空中投放方式，鉴定单发弹丸(炮弹、火箭战斗部或炸弹)毁伤目标或完成特定任务能力的试验。试验的项目与方式，因弹种及用途不同而异。如靠破片动能杀伤目标的杀伤弹，要计算杀伤面积，需要做弹片空间分布试验、弹片飞散速度试验等；用于击毁装甲并毁伤装甲内设备及人员的各种弹丸，穿甲弹要做穿甲试验，破甲弹要做破甲试验，航空燃烧弹要做燃烧效应试验，航空照明弹要做照明效应试验等。试验时，应测量并记录弹丸威力性能的各种特征参数和试验现象。试验后，分析整理试验结果，按战术技术指标，鉴定其是否满足要求。

(撰写：綦书节　鲁德业　审订：郑志伟)

dangliangbi

当量比 equivalence ratio　实际采用的可燃混合物的油气

比与该可燃混合物的化学恰当比之比。可表示为

$$当量比 = (f/a)/化学恰当比$$

式中 f/a 为实际油气比。当量比等于 1 就表示可燃混合物的油气比即是化学恰当比；当量比小于 1 时为贫油；当量比大于 1 时为富油。用当量比这个油气比的相对量概念来分析、研究各种燃烧现象的优点在于：在不了解燃料的化学恰当比时，也可以对不同燃料（特别是化学恰当比相差较大的几种燃料）的燃烧现象进行对比，并易于判断可燃混合物的贫富油情况。　　（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

dangliang gonglü

当量功率　equivalent power　涡轮螺旋桨发动机的实际轴功率和推进功率所折合成的轴功率之和。在当量功率中，涡轮螺旋桨发动机的实际轴功率占绝大部分，推进功率所折合成的轴功率只是一小部分。在飞行条件下，当量功率 N_{eq} 由下式计算

$$N_{eq}=N_{sh}+FV/\eta_B$$

式中 N_{sh} 为轴功率；F 为推力；V 为飞行速度；η_B 为螺旋桨效率。在海平面静止条件下，按经验统计数据规定每 1.5 daN 的推力折合成 1 kW 的轴功率。当量功率是一个假想的功率，是全面评价涡轮螺旋桨发动机做功能力的性能指标。　　（撰写：张津　审订：陈大光）

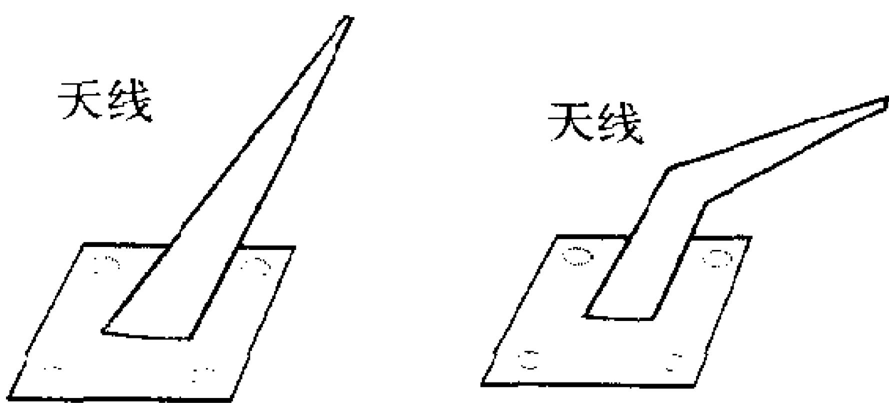
dangliang kongsu

当量空速　equivalent airspeed　又称指示速度。对校正空速进行压缩性修正（由压差 p_0-p_h 引起的）后所得出的速度。当量空速可根据不可压缩流理论导出，而它对可压缩流并无实际意义，当量空速与飞机速压对应，许多飞机性能、操稳和结构强度可以表示为当量空速的函数。

（撰写：李志强　审订：陈增江）

daoxing tianxian

刀形天线　blade antenna　用外形如军刀状、横截面为流线形的金属体作辐射器的一种超短波飞机天线。金属体多为空心的，在方位平面上无方向性或只有弱方向性。垂直极化场占优势的天线，多用做飞机电台和敌我识别系统的天线，安装在飞机机身上部或下部。为减小飞行阻力，刀形天线常做成向后倾斜的形状，如图所示。



刀形天线安装示意图

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

daodan bijin gaojing

导弹逼近告警　missile approach warning　见电子卷。

daodan dandao zidaoduan

导弹弹道自导段　missile self-guided ballistic phase　由自动导引系统控制导弹飞向目标的弹道段。在自导段，导弹与发射控制平台没有信号联系，由制导系统的导引头测出目标相对导弹的位置或视线角速度等，再由制导系统按导引规律形成制导信号使导弹飞向目标。弹道自导段应选择合适的导引规律，使导弹在较小的弹道需用法向过载下就能准确命中目标。　　（撰写：柯凡　审订：王祖典）

daodan dandao zikongduan

导弹弹道自控段　missile self-controlled ballistic phase　由自主控制系统控制导弹飞行的弹道段。如反舰导弹从发射至平飞段终点，一般是弹道的自控段。在自控段，导弹按预定的飞行方案飞行，与发射控制平台及攻击目标都没有信号联系。对弹道自控段的主要要求是导弹发射后尽快进入稳定飞行，其终点散布应在允许范围内，以便末制导系统导引头及时捕捉目标。此外，不同导弹的弹道自控段一般还有各自的特殊要求，如反舰导弹要求平飞段超低空掠海飞行，以增强突防能力等。　　（撰写：柯凡　审订：王祖典）

daodan daoyinfa

导弹导引法　missile guidance law　又称导引律、导引规律。将导弹引导控制飞向目标的法则。它给出了导弹飞向目标过程中导弹和目标运动之间的关系。常见的导引法有直接瞄准法（导弹纵轴始终指向目标）、追踪法（导弹速度矢量始终指向目标）、平行接近法（导弹—目标连线的角速度始终为零）、比例导引法（导弹速度矢量的转动角速度与导弹—目标连线的转动角速度成比例）、三点法（导弹制导装置—目标连线与导弹制导装置—导弹连线的夹角始终为零）和前置点法（导弹速度矢量始终指向目标前方某一点）等。直接瞄准法和追踪法仅适用于攻击固定目标或速度很低的目标，多用于空地导弹、空舰导弹和制导炸弹。三点或前置点法常用于地空导弹。比例导引法在空空导弹和地空导弹上得到最普遍的应用，其缺点是对高机动目标攻击时脱靶量较大。平行接近法虽是理想的导引法，但它要求导弹必须具有极大的可用过载和极快的响应速度，至今无法实现。

（撰写：马文正　审订：郑志伟）

daodan dongli shecheng

导弹动力射程　missile dynamic range　导弹在气动力和推力等作用下，满足预定条件与目标交会，其动力学特性所决定的发射距离。在高空，由于空气密度低，阻力小，导弹在被动段飞行速度下降缓慢，其动力射程主要由导弹能源工作时间来确定。在低空，由于阻力大，导弹在被动段飞行速度下降快，为保证飞行终端导弹的追赶速率，应有最小相对速度要求；另外，为保证导弹飞行具有一定的稳定性和制导能力，也应有导弹最小速度要求。因此，其动力射程由导弹对目标的最小相对速度或导弹最小速度要求来确定。

导弹动力射程与使用高度、发射速度、目标速度等有关。随着使用高度的增加以及发射速度相对目标速度比值的增加，导弹动力射程也增加。导弹的最大动力射程是评价导弹战术技术性能的一个重要指标。

（撰写：汪丽珍　审订：王祖典）

daodan duoji

导弹舵机　missile actuator　根据控制指令驱动舵面、扰流片或喷管偏转等，产生使导弹绕质心运动的控制力矩，以改变导弹飞行姿态和方向的一种装置。控制力矩的产生有两种方式：一种是气动力面（舵面）控制，即舵机驱动舵面偏转，靠空气动力产生控制力；另一种是推力矢量控制，即驱动发动机喷管（或扰流片、偏流环、燃气舵等）偏转以改变主发动

机(或其他喷气装置)喷气流方向，从而产生对导弹的控制力。按照所用能源、工作方式及所控制的输出量可分成以下几类(见表)。

舵机分类

按能源	气动(燃气、冷气)式，液压式，电动式
按工作方式	线性(比例)式，继电式，脉冲调宽式
按所控制的输出量	位置比例式，力矩比例式

舵机的类型不仅与导弹类型、控制方式有关，而且与气动布局、重量、容积、能源系统及制导成本和使用维护等因素有关。气动舵机、液压舵机的工作原理如图1、图2所示。它是用具有一定压力的流体作能源，按节流控制原理用伺服阀控制进入作动筒的能量，驱动舵面运动。其组成部分有电子放大器、电液(气)伺服阀、传动机构、反馈元件和油(气)源等。

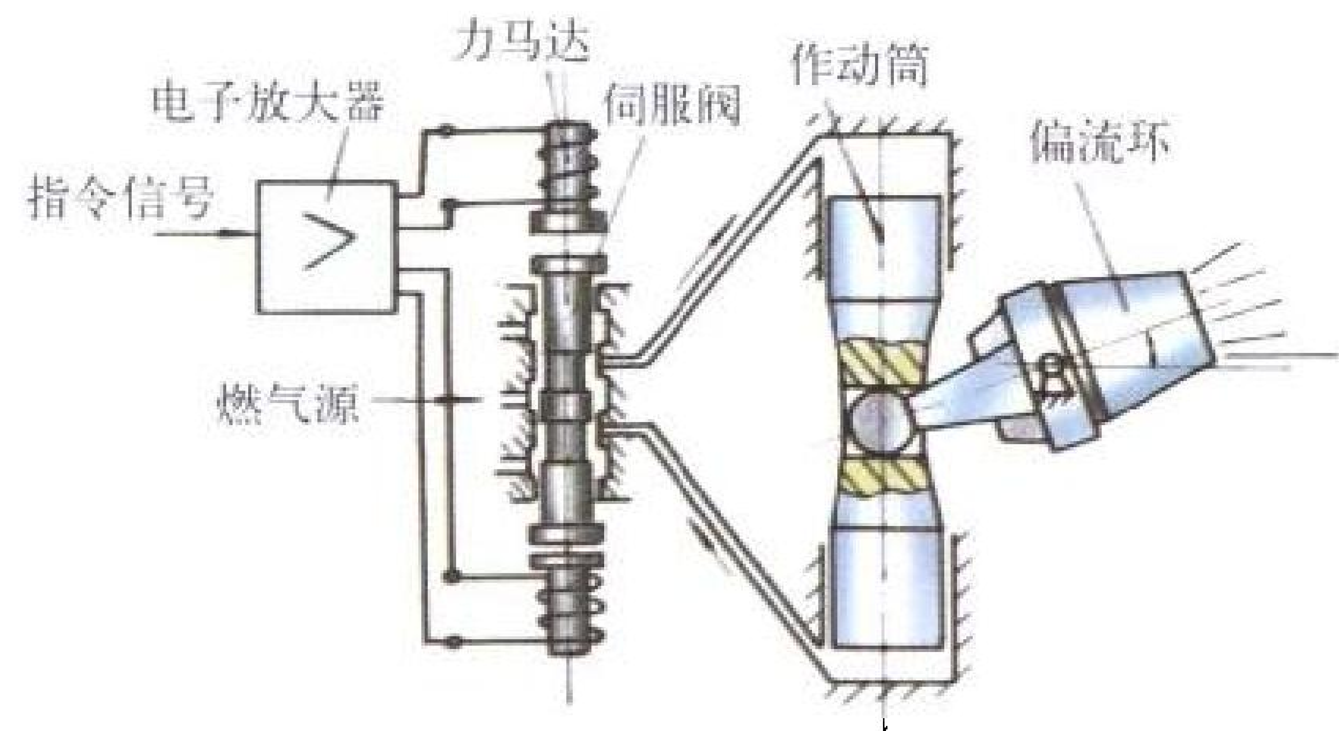


图1 一种控制发动机偏流环的燃气舵机工作原理图

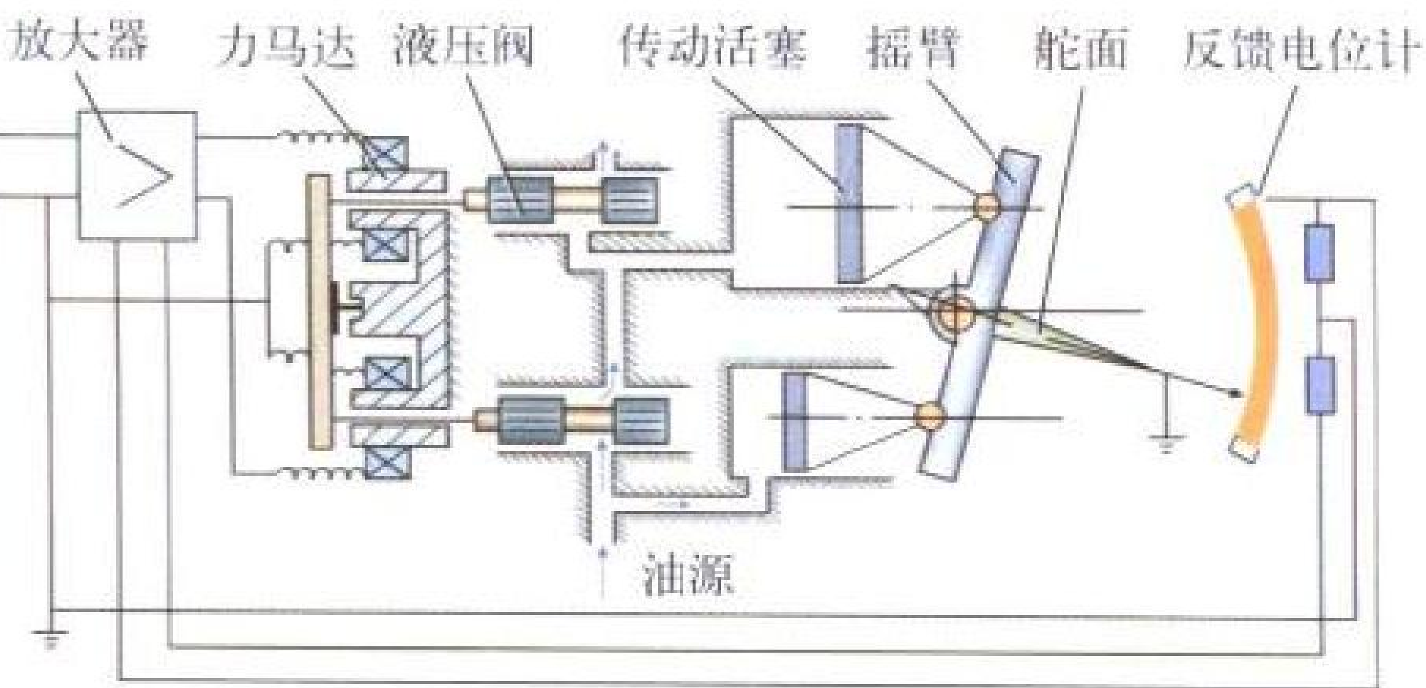


图2 一种液压舵机工作原理图

电动舵机是将电能转换为机械能的驱动装置，其工作原理见图3。它是由电磁离合器控制的，由电动机、放大器、减速器、控制元件(离合器)及反馈元件(电位计)组成。除用离合器控制外，还可用大功率电子放大器或继电器直接控制伺服电动机的电枢电流(称直控式)。

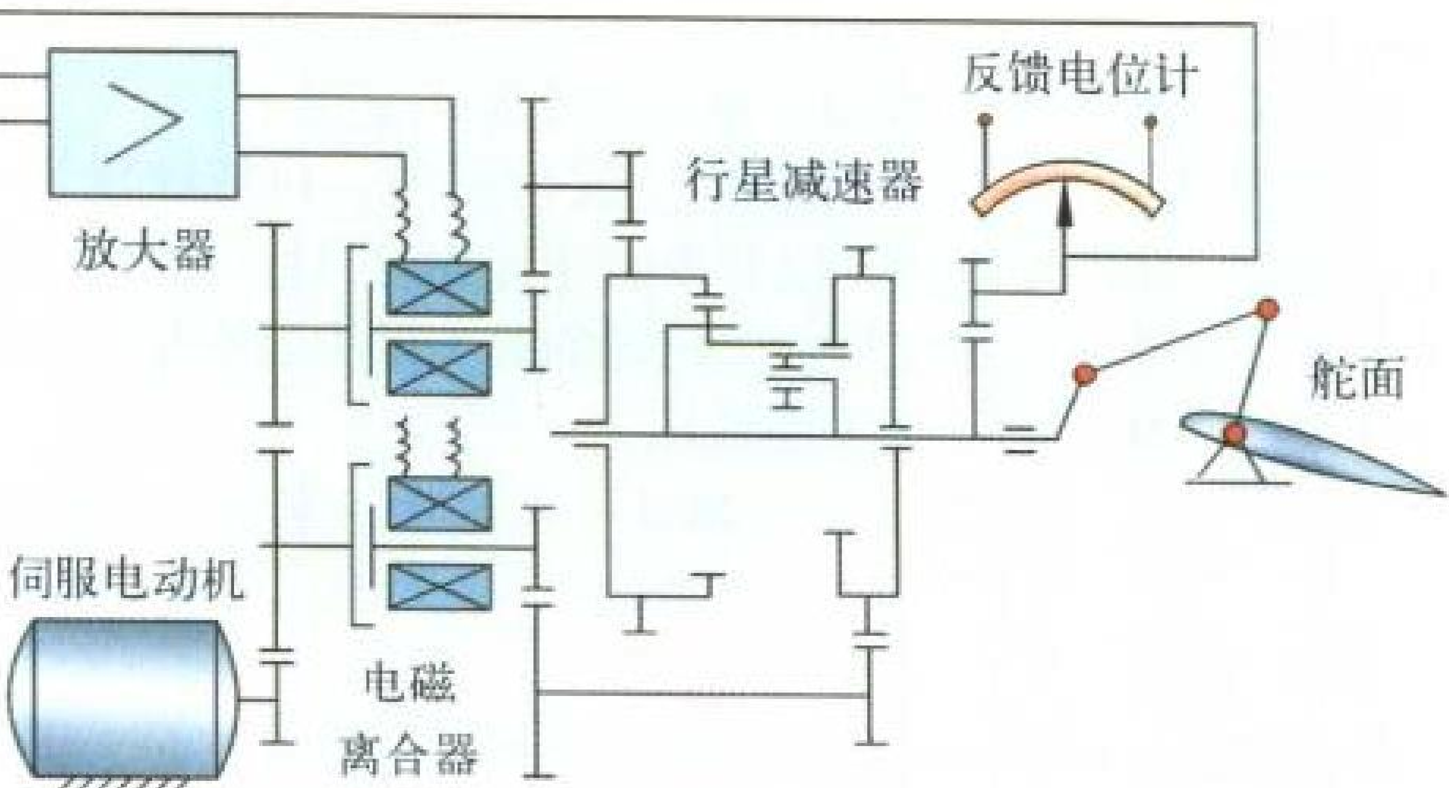


图3 电动舵机工作原理图

气动舵机简单，力矩惯量比大，重量轻，成本低，但限于弹上气源的持续工作时间短，所以仅用于小型导弹上。液压舵机精度高，快速性好，功率大，但结构复杂，成本高，只有在其他类型的舵机难以满足要求时才采用。液压油源可制成循环式，能长时间工作，因此在大型导弹上广泛采用液压舵机。电动舵机不需要专用能源，结构简单，成本低，使用维护方便；缺点是重量大，快速性差。近年来由于稀土永磁电机的发展，新型减速器(如谐波传动、滚珠丝杠等)、新型离合器(如磁粉离合器)的出现，使电动系统的重要部件有了突破性发展，其尺寸重量显著下降，快速性提高，应用日渐广泛。（撰写：高新绪　审订：郑志伟）

daodan fashejia

导弹发射架 missile launcher 导弹的发射装置(见图)。其机械部分主要为承力件，电器部分包括各种发射控制电路，以与载机上的发射控制设备配合工作。有的导弹发射架还包括导弹所需的某一部件，如致冷氮气瓶。导弹发射架种类繁多，按在载机上的安装位置，分为翼尖发射架、翼下发射架、机身发射架、弹舱发射架；按工作状态，分为固定式、伸缩式、旋转式发射架；按发射方式，分为滑动式、“零长”式、弹射式、投放式发射架；按结构形式，分为导轨式、挂架式、导管式发射架等。此外，按机载导弹类型，还可分为空空导弹、空地导弹、反舰导弹、反坦克导弹、反辐射导弹发射架等。（撰写：刘国梁　审订：王祖典）



导弹发射架

daodan fashe juli

导弹发射距离 missile launch range 发射导弹瞬时，导弹(或发射平台)与目标之间的距离。分为最大发射距离和最小发射距离，其值应满足导弹发射条件对距离的要求(参见导弹攻击区)。导弹最大发射距离主要由导弹截获距离、最大跟踪角、速度特性、制导飞行时间等决定。导弹截获距离，对红外型导弹，取决于目标类型、发动机工作状态和大气透过率等；对雷达型导弹，取决于雷达接收机的灵敏度、有效照射功率和目标反射面积等；对反辐射导弹，取决于目标辐射特性等因素。导弹最小发射距离主要由引信解除保险时间、载机的安全退出距离、导弹机动能力、允许脱靶距离等决定。（撰写：汪丽珍　审订：王祖典）

daodan fangzhen shiyan

导弹仿真试验 missile simulation test 基于相似理论、利用模型(数学的或物理的)在计算机或专用仿真设备上对实际或假想的导弹特性所进行的试验。仿真试验通常分为数学仿真、半实物仿真。

数学仿真：又称计算机仿真。用纯数学模型在计算机上进行导弹动、静态特性的试验。数学仿真的主要研究内容包括模型建立、仿真试验和仿真方法。仿真模型是一种用计算

机语言(包括高级语言、仿真语言等)来表述相应系统的数学描述，且能在计算机上生成模型轨迹或结构行为的模型。模型精度检验是确定数学仿真可信度的一个必要步骤，也称验模。验模就是在同样激励条件下，仿真模型的行为和实际物理系统行为的一致性的验证。验证方法一般对机载导弹武器系统可分为两个方面：静态性能数据和动态性能数据的验证。前者的验证方法有假设试验法、置信度法和回归分析法等。后者的验证方法常为时间序列分析法，其中包括非统计方法、统计方法和频谱方法。数字仿真可以是实时的，也可以是非实时的。

半实物仿真：又称硬设备在回路中仿真。用部分数学模型和部分物理模型同时在系统中进行仿真试验。在机载导弹武器系统的半实物仿真试验中，制导控制系统常常用实物；数学模型为导弹的气动特性和运动特性的描述。这种仿真试验的设备由三大部分组成：实时计算机，目标与环境仿真器(目标模拟器)及导弹运动仿真器(导弹姿态转台、负载模拟器、瞬变线加速度模拟器等)。根据目标模拟器的特性，它可分成射频、红外、激光、可见光等各种形式。半实物仿真由于实物的参与，使其更接近真实，但仿真过程必须是实时的，因而对计算机的速度有严格要求。其他专用仿真器也直接构成试验系统的一部分，它们需要在静、动态性能方面满足一定的技术指标，减少由于它们引起的仿真误差。半实物仿真广泛应用于导弹研制、导弹武器系统设计和性能评估等各个高技术领域中。　（撰写：吴永刚　审订：郑志伟）

daodan feixingduan

导弹飞行段　missile flight phase　按发动机和制导系统所处的工作状态，对导弹飞行过程划分的阶段。按发动机工作状态一般可分为主动段和被动段。主动段中又可分为助推段和续航段。

主动段：发动机工作时导弹的飞行段。燃料燃烧时，导弹重量、重心和转动惯量都在变化，因此导弹稳定性、操纵性、机动性能也有较大变化。在主动段，推力在垂直速度方向的分量可增大导弹的机动性，特别是在大迎角的情况下。有时为改善导弹的控制性能，减少因空气阻力而造成的射程损失，要求飞行过程中速度变化缓慢，常采用二级推力发动机(或称巡航发动机)，使主动段时间加长，或采用多级脉冲发动机，使导弹不断获得飞行能量，保持飞行速度。

被动段：发动机停止工作后导弹的飞行段。在大气中飞行的导弹在被动段作惯性飞行，由于空气阻力作用，飞行速度逐渐下降。对采用脉冲发动机的导弹而言，一般有多个相互交替出现的主动段和被动段。

按制导系统工作状态一般可分为无控段、有控段和失控段。无控段又称归零段(参见*导弹归零*)。有控段是在无控段结束后按预定的导引规律控制导弹飞向目标的飞行段。失控段是在导弹接近目标时因制导系统失去正常工作条件而不能控制的飞行段。这时导弹只能沿失控瞬时的弹道按惯性飞行(参见*失控和失稳*)。

除按以上划分飞行段外，对于采用复合制导方式的导弹，还可按飞行时间和制导模式分为初制导段、中制导段、交接段和末制导段。初制导段为导弹离开发射架后的一段时间，出于安全和弹道需要，导弹按一定规律机动的飞行段(例如，为避开雷达主波束和爬升所作的程序机动)，一般为零点几秒到几秒。中制导段是指初始段结束到末制导开始对目标搜索的一段飞行时间，通常采用惯性导航或指令控制。交接段是由中制导段到末制导段的过渡飞行段，以便可靠地完成末制导装置对目标的搜索与截获(包括距离、角度和速度截获)而转入末制导段。末制导段是依靠末制导装置(通常是自动寻的导引头)产生目标误差信息控制导弹最后飞向目标的飞行段。　（撰写：董秉印　廉建栋　审订：郑志伟）

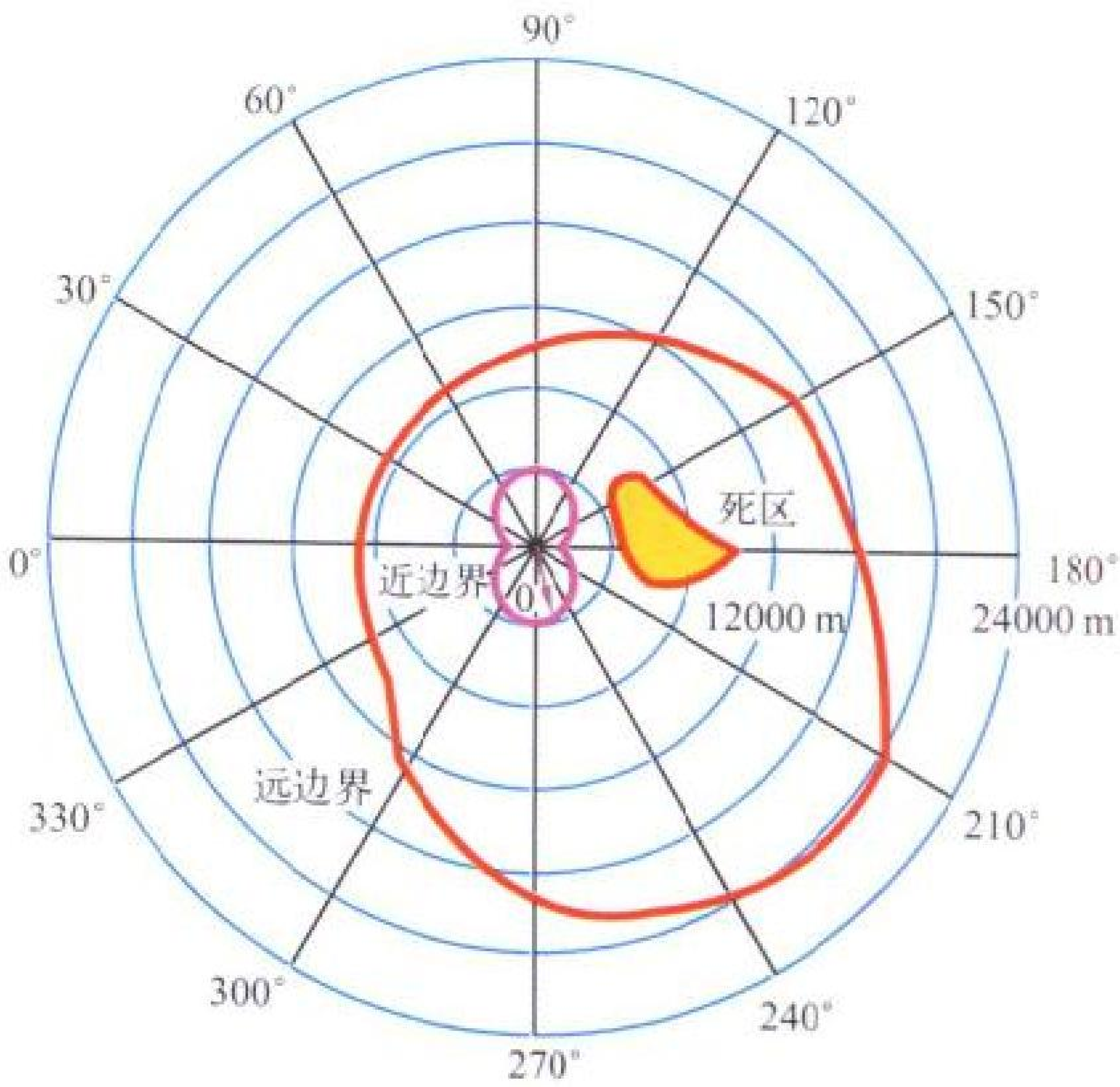
daodan gongzuofang

导弹工作房　airborne missile shop　对接、检查、测试和维护机载导弹及其发射架的场所。它由导弹维护中队使用。该工作房对温度、湿度、清洁度与防爆有严格要求，并配有照明用防爆灯、防火设备、避雷装置和应急电源等。其工作区有控制舱、发射架测试工作房、火箭发动机测试工作房、装配房和待发房，通常距跑道中线 300 ~ 1000 m，位于符合安全防护要求并便于运送导弹的地点。导弹工作房另设导弹外场工作间，位于机务中队工作房附近，也可与其合建，用于存放机载导弹及其地面保障设备、检查仪器与工具。控制舱、发射架测试工作房设启封间、控制舱近炸引信测试间、发射架测试间、测试设备校验间、高压氮气加注间、空压机间、氮气瓶存放间、训练室和值班室，其中发射架测试间的门正对建筑物大门，以便发射架的搬运。火箭发动机测试工作房同其他建筑物的距离不少于 50 m，内设火箭发动机间和测试操作间。装配房与待发房同其他建筑物的距离不少于 30 m，它们的设计要方便运弹拖车的进出；其中装配房设有机械吊装设备用于吊装导弹。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

daodan gongjiqu

导弹攻击区　missile launch envelope　又称导弹允许发射区。在满足机载导弹发射条件时发射导弹并有效毁伤目标的区域。它是以目标为原点，围绕目标的一个空间范围。理论的空空导弹发射区是用导弹六自由度动力学方程、导弹控制和目标运动学方程计算得到的一个空间区域，在此区域中可



导弹攻击区示意图

能会出现一些不可攻击的死区。一般用垂直面或水平面攻击区表示，常用的是水平面攻击区。攻击区用以目标为原点的极坐标区域表示，相对目标有一远边界，表示不同方向导弹的最大发射距离；还有一近边界，表示导弹的最小发射距离。由原点画出的带箭头线表示目标的机动情况；阴影线的

范围表示不可攻击的死区（见图）。

主要考虑导弹的动力性能和探测性能并假定目标不作机动飞行而给出的导弹攻击区，其大小主要决定于导弹的动力性能，故称为动力攻击区。若考虑目标作任何机动飞行时载机发射导弹均能命中该目标而给出的导弹攻击区，称为不可逃逸攻击区，其大小显然比动力攻击区小，但导弹命中目标的置信度提高。载机在攻击区内不同的初始发射点发射导弹时，对目标的毁伤概率也不等，如将毁伤概率相等的各初始发射点连成一族等毁伤概率曲线，并将由等毁伤概率曲线分割的每一块攻击区确定一个毁伤概率值，则称此攻击区为概率攻击区。较大概率值的区域为优选的发射区。

导弹攻击区的主要参数是导弹最大发射距离和最小发射距离。最大发射距离主要受导弹截获距离、最大跟踪角和制导飞行时间等因素限制；最小发射距离主要受引信解除保险时间、导弹机动能力和制导系统起始工作时间等因素的限制。（撰写：汪丽珍　朱培申　审订：王祖典）

daodan guiling

导弹归零　missile zero-in　导弹发射后使制导信号不对导弹进行控制的飞行初始段状态。实现归零的方法通常有：断开制导装置输给舵面的控制信号；使制导信号的回路增益为零；在一定角度范围内（一般小于2°～3°）锁住控制机构。在归零状态下，有的导弹控制面允许小幅度偏转，使飞行控制系统对导弹角运动进行阻尼。

机载导弹归零的主要目的是保证发射安全。导弹若在初始段立即受控，由于机弹干扰、发射干扰或自身稳定性差等因素，可能使导弹与载机（或其他发射平台）相撞。

从导弹离开发射装置瞬间到导弹受控飞行开始瞬间的持续时间称为归零时间，一般为零点几秒到几秒。在发射初速较小时，加大归零时间可以提高起控点的稳定性。

（撰写：董秉印　吕长起　廉建lingk　审订：郑志伟）

daodan jidongxing

导弹机动性　missile maneuverability　导弹改变其速度大小和方向的能力。速度大小和方向可能被改变的范围越大，所需时间越短，导弹机动性越好。导弹的机动性常用导弹产生法向过载的大小来表征，其大小主要与导弹气动外形、控制形式、控制机构偏转角大小及飞行条件（高度、速度）等有关。导弹的机动性要比飞机的高得多，特别是近距格斗导弹，目前法向过载可达50以上。

（撰写：刘永恒　审订：郑志伟）

daodan jianceyi

导弹检测仪　missile tester　在内场和外场检测机载导弹的地面专用检测设备。

配置在导弹批生产厂、导弹大修厂、导弹试验靶场和导弹中心仓库等部门的导弹检测设备属导弹内场检测仪，又称三线设备。它能够准确地检测导弹各舱段的全部性能参数，并能定量显示参数的数据和部分参数的波形。一般机载导弹的内场检测仪通常由如下部分组成：(1)程序控制单元；(2)测量与显示单元；(3)自检单元；(4)能源单元（气源或液压源）；(5)供电单元；(6)目标模拟器（红外辐射或无线电波等）；(7)力矩模拟器；(8)目标运动机构；(9)打印记录设备；(10)机柜或机架、弹体支撑、转动机构等。随着科学技术的不断发展，内场测试仪已逐步实现模块式结构，采用计算机或微处理机实现程序控制、数据采集等。一般内场检测仪都具有自动检测、手动检测和自检三种功能。

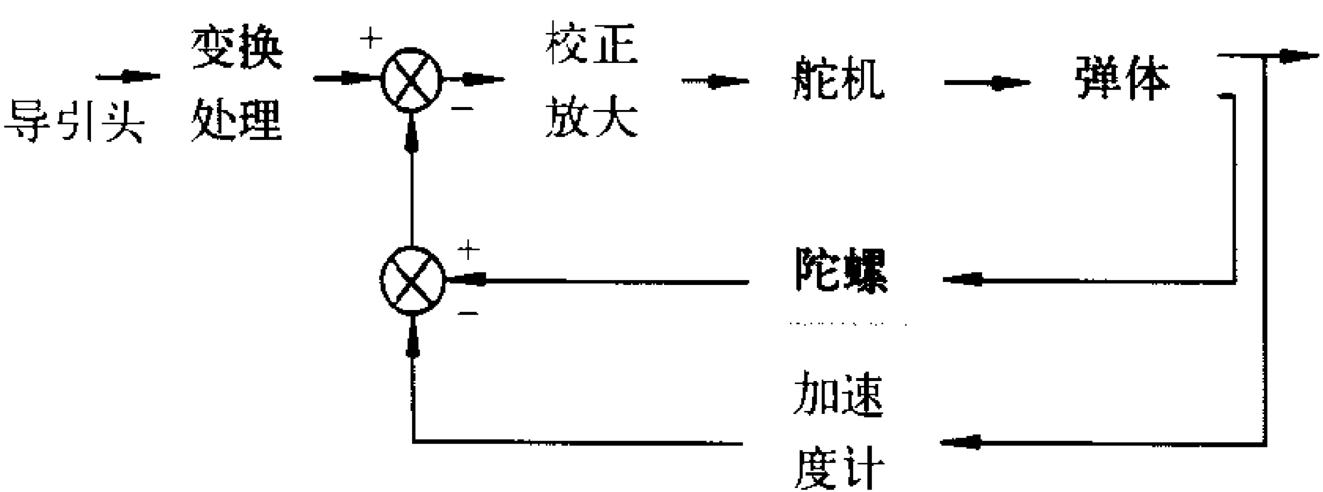
根据使用场合和检测要求不同，外场检测仪有两种不同形式。一种配置在机场师级地面检测站，又称二线设备。它能够检测导弹各舱段的主要性能参数，所测参数大多以合格/不合格的定性显示为主，少部分性能参数为定量显示。其组成与内场检测仪大致相同，但各部分均较简单，现已逐步采用微处理机或单板（片）机程序控制。该种设备具有与内场检测仪相同的功能，但以自动检测和自检为主。另一种为配置在飞行团地勤维护组的检测仪，又称一线设备。它能够快速准确地检测挂在载机上的导弹控制舱（制导舱）的重要电性能参数，并定性显示出合格/不合格，是一种在起飞线上工作的便携式简易设备。（撰写：蒋汉诚　审订：郑志伟）

daodan jiegou buju

导弹结构布局　missile construction layout　又称部位安排。就导弹而言，系指其导引装置、自动驾驶仪、引信、战斗部、发动机、能源等部件在弹体内的位置安排。通常以结构布局图表示。结构布局通常与气动布局交错进行。进行结构布局，需根据气动布局、制导方式、发动机类型、引信与战斗部类型、内部电路与管线走向，发射架的机械、电、气接口位置，接收器、传感器等各种敏感元器件安装部位要求，以及对全弹重心位置、重量和转动惯量技术要求等因素综合考虑；还需进行结构振动模态分析，并与气动布局反复协调才能确定。（撰写：李玉林　审订：郑志伟）

daodan kongzhi huilu

导弹控制回路　missile control loop　又称导弹稳定回路。导弹自动驾驶仪与导弹弹体动力学环节组成的闭环回路。是制导回路中的一个环节。其作用是：(1)提高导弹弹体的阻尼性能，改善导弹在空间的角运动和质心运动品质；(2)减小因飞行条件变化对导弹控制性能产生的影响；(3)使导弹能快速准确地响应制导指令，又具有抗干扰能力；(4)限制导弹的法向最大过载；(5)抑制弹体弹性振动，保证导弹的弹性稳定性。



导弹控制回路框图

图示为一种导弹控制回路的例子，来自导引头的导弹控制信号与用速率陀螺和线加速度计获得的导弹运动参数比较，经综合、校正、放大后输给伺服机构，使舵面偏转，稳定弹体运动。速率陀螺反馈回路反馈弹体姿态角速度，增大弹体角运动的阻尼，削弱弹体摆动。线加速度测量弹体的侧向加速度，使导弹在不同的高度和速度下都能快速、准确地按控制指令产生侧向加速度。

对导弹控制回路的性能要求包括：抗干扰能力、响应时间，超调量，稳态误差和频域要求，如带宽、稳定余度、自然频率、阻尼系数等。利用现代控制理论设计，则要把相应的要求转换成目标函数和相应的约束条件，得到最优或次优的闭环控制。（撰写：吕长起　审订：王祖典）

daodan kongzhimian

导弹控制面 missile control surface 控制导弹飞行状态的可动气动力面的总称。控制面在气流中可偏转并产生附加气动力，形成控制力矩。鸭式、正常式、无尾式布局的导弹，控制面与主升力面是分开的。旋转弹翼式布局的导弹，控制面与主升力面是合一的(参见导弹气动布局)。一般控制面在空气流中工作。在火箭发动机燃气流中工作的控制面，称之为燃气舵。控制俯仰和偏航的控制面，通常称之为舵面(旋转弹翼式导弹除外)。当一对舵面偏转同一角度时，产生空气动力作用于舵面压力中心并对导弹重心产生力矩，使导弹绕重心转动。这样，导弹就获得了产生法向力(或侧向力)所需的迎角(或侧滑角)。导弹滚转是由舵面(或旋转弹翼)差动或弹翼后缘处安装的副翼控制的。陀螺舵则是控制滚转的一种特殊形式的控制面。导弹控制面的气动外形和面积大小主要根据操纵效能、铰链力矩、导弹机动性和稳定性等要求确定。常用的气动外形是三角形、矩形、梯形和它们的变形。近距格斗弹为提高操纵效能一般采用双三角、边条或双鸭式舵面。

(撰写：葛金瑜 审订：郑志伟)

daodan mubiao moniqi

导弹目标模拟器 missile target simulator 在机载导弹武器系统半实物仿真中，产生目标(飞机、坦克等)所具有的近、远场物理特性、运动特性和各种可能存在的干扰(杂波、电子对抗、红外干扰弹等)的仿真装置。目标模拟器按其生成的目标物理特性可分为红外目标模拟器、射频目标模拟器、视频目标模拟器等。目标的物理特性主要指频谱分布、能量分布、极化形式、闪烁、散射、反射、温度分布、吸收特性等。目标的运动特性主要指目标在空间的位置、运动线速度、姿态变化及目标编队等。

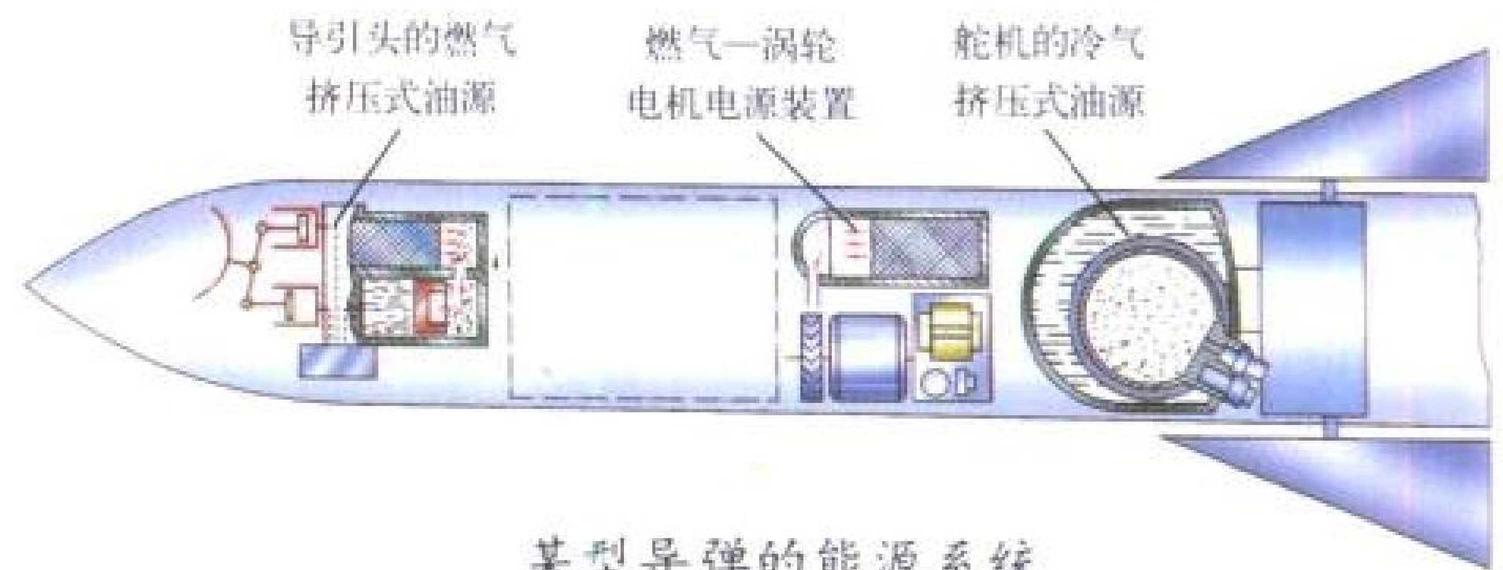
红外目标模拟器又可分为非成像及成像红外目标模拟器两种。前者所生成的目标为点目标，点目标的几何大小及辐射能量受目标与导弹相对距离的控制，随着相对距离的缩短而增大；后者主要生成红外目标与背景图像及图像运动特性。为满足红外成像制导系统仿真要求，应具有高的分辨率、对比度、温度分辨率及宽的温度动态范围等。红外动态图像生成技术途径大致有两种方式：直接红外辐射法和红外辐射调制法。

射频目标模拟器的主要功能是生成目标的射频特性、各种干扰(包括假目标、地物杂波、多路径回波和电子对抗)、多目标、目标运动特性等。根据机载制导武器目前使用的频段，仿真波段范围一般为X波段和K_a波段。其典型的装置由下列部分组成：天线阵列、目标源、杂波和电子对抗发生器、目标运动控制器、多通道目标发生器及计算机系统等。这种装置在射频寻的制导武器研制过程中得到广泛应用。

(撰写：吴永刚 审订：郑志伟)

daodan nengyuan xitong

导弹能源系统 missile power supply system 又称弹上辅助能源系统。导弹自主飞行时供给弹上各部件(发动机除外)所需各种动力的装置。包括制导系统及引爆系统所需的各种电源、致冷用气源、舵机所需的气压(冷气和燃气)和液压源及其配套的能源控制、变换装置等。通常将电池、高压贮气瓶、燃气发生器等称为一次能源；将涡轮发电机、液压泵、交流—直流变换装置等称为二次能源。由于弹上部件功能各异，所需能源形式不同，所以能源系统是比较复杂的。图中为一种典型机载导弹能源系统，由三个独立的能源装置组成。其中头部天线液压系统的油源是由燃气发生器增压的圆柱形蓄压器；舵机能源是球形蓄压器，其内部有一个高压气瓶，内贮氮气，用于给液压油增压；供电装置由燃气发生器、燃气涡轮发电机和电源变压、整流和稳压装置组成，可供给 400 Hz 交流电和各种直流电。



某型导弹的能源系统

导弹能源系统有集中与分散两种配置方式，图中的例子为分散式。有些机载导弹将涡轮发电机和涡轮泵合一，由燃气发生器供气推动，集中供给弹上电源及舵机和天线伺服系统的油源，故称为集中式。它与分散式相比，简化了系统，减小了体积重量，但在负载匹配、减少互相干扰及舱段连接上有一定难度。导弹能源系统应能长期贮存而不失效，能适应导弹使用的各种环境条件，发射导弹时应能迅速起动进入正常工作状态，且参数稳定，工作可靠；其持续工作时间要足够长，以满足导弹最大发射距离的需要。

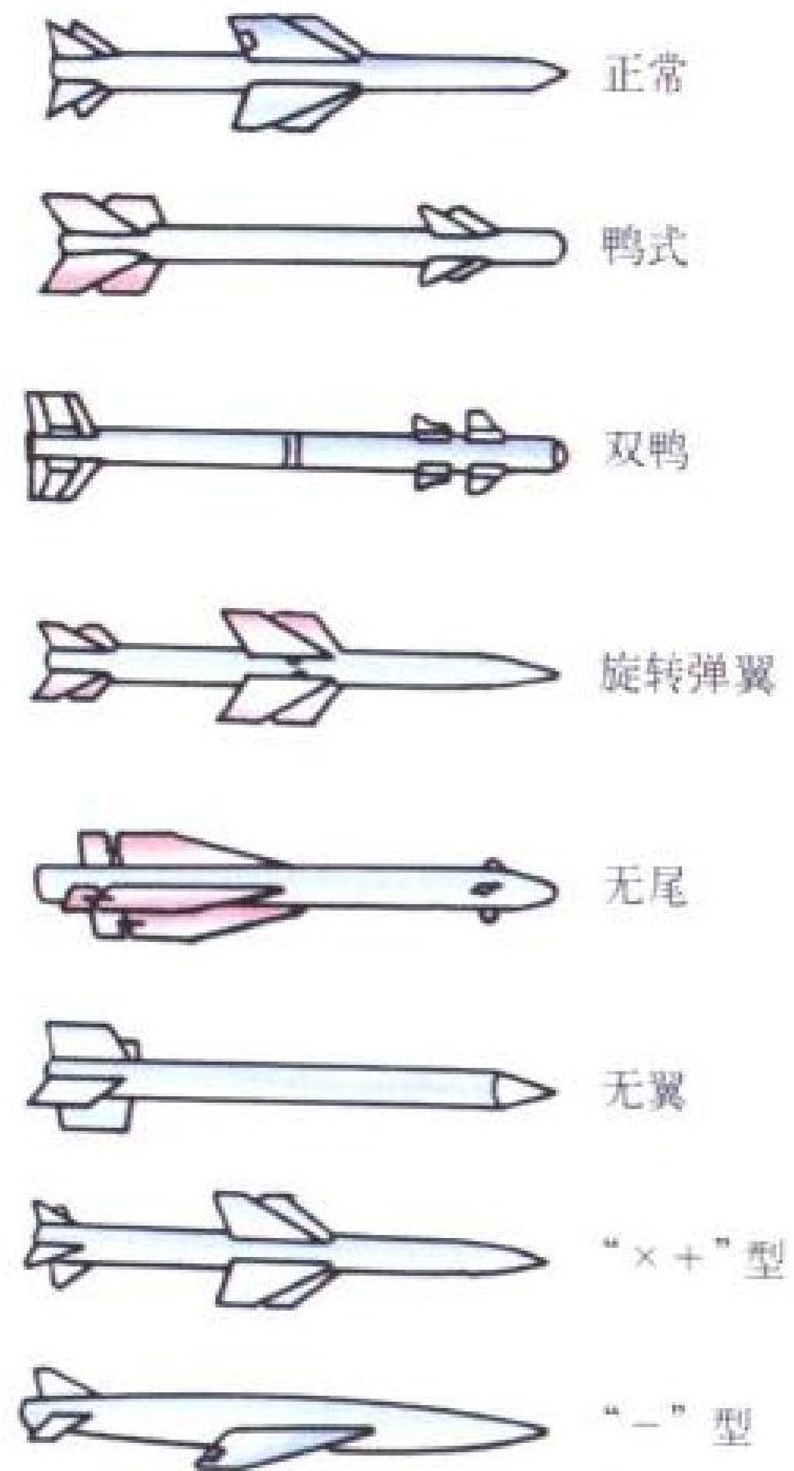
(撰写：高新绪 审订：郑志伟)

daodan qidong buju

导弹气动布局 missile aerodynamic configuration 弹翼和控制面的外形选择及其在弹身上的位置与相对于弹轴的配置方式。常见的弹翼和控制面在弹身上位置的气动布局形式有：正常式、鸭式、旋转弹翼式、无尾式和无翼式(见图)。

正常式：弹翼位于导弹重心附近，尾翼控制面位于导弹尾部。其优点是空气动力特性的线性较好，尾翼载荷小，弹身弯矩小。其缺点是控制力与机动所需升力反向，因此响应速度慢，平衡迎角大，滚动控制作用弱。

鸭式：控制面位于弹身前段，弹翼位于导弹中部或尾部。其优点是控制面操纵效率高，空气动力特性的线性较好，阻力较小，对导弹重心移动要求不严，改变设计容易。其缺点是弹身弯矩相当大，滚动控制复杂，响应速度较慢，平衡迎角大。机载导弹多采用这种布局形式。为提高导弹机动过载，还出现一种双鸭式布局的导弹，即在控制面前加一组固定翼。



常见的气动布局形式

旋转弹翼式：可偏转的弹翼位于重心附近，尾部装有稳定尾翼。其优点是快速响应好，平衡迎角小，滚转控制易实现。其缺点是空气动力特性非线性严重，诱导滚转力矩大，

要求舵机功率大，对重心移动要求严格等。

无尾式：弹翼后缘带控制面，无尾翼。这种布局形式阻力小，但弹翼位置很难安排，平衡迎角大。

无翼式：无弹翼，在弹身尾段有安定面，通常为推力矢量控制的导弹采用。

弹翼和控制面相对弹轴的配置方式有“－”、“+”或“×”形。成“－”字形配置的导弹，重量轻，阻力小，多为巡航导弹所采用，也应用于倾斜转弯控制导弹。“+”或“×”形，则是当前机载导弹广泛采用的配置形式。其主要优点是在任何方向产生升力时，都有快速响应；俯仰和偏航特性相同，简化了控制系统。这种导弹的前翼和后翼大都配置成同方位的，即“+ +”或“× ×”型。

（撰写：葛金瑜　审订：郑志伟）

daodan tuoba juli

导弹脱靶距离　missile miss distance　又称导弹脱靶量。导弹飞越目标过程中，导弹与目标间的最小距离。脱靶距离表征导弹导向目标的导引精度，是导弹重要的技术性能指标之一。其值大小直接影响战斗部对目标的毁伤效能，关系到导弹毁伤概率的大小。为了使导弹有效毁伤目标，战斗部的有效杀伤半径应大于脱靶距离。影响脱靶距离的主要因素有导弹的机动能力、快速响应能力、制导方式、导引规律、制导系统特性、武器系统的系统误差、载机的攻击方式、发射特性、发射初始误差、目标机动能力与逃避方式、噪声及各种干扰等。空空导弹的最大脱靶距离常取导引误差三倍的均方根值。空地导弹通常以圆概率偏差来表示其命中精度。

（撰写：李玉林　审订：王祖典）

daodan wendingxing

导弹稳定性　missile stability　导弹在干扰作用去掉后保持原运动状态的能力。按保持原来运动状态的物理过程，可分为静稳定性、动稳定性；按飞行状态又可分为纵向稳定性、航向稳定性和横向稳定性。

导弹的静稳定性：稳定飞行的导弹舵面处于固定位置时，任何迎角的偏移所引起的力矩消除该迎角偏移的能力。如果这个力矩是克服迎角偏移的，则导弹是静稳定的；如果这个力矩增大了迎角偏移，则导弹是静不稳定的；若迎角偏移不变，则导弹是中立静稳定的。静稳定性仅仅反映导弹在平衡状态下姿态运动的特性。气动力中心在导弹重心之后是静稳定的；气动力中心在导弹重心之前是静不稳定的。

导弹的动稳定性：既包括弹体姿态运动，又包括重心运动的动态过程的稳定性。如果导弹受到扰动后相对受扰动前产生一个偏移，当扰动消失后，这个偏移随时间增长能够逐渐减小，则导弹是动稳定的；如果偏移不断加大，则导弹是动不稳定的；如果偏移能保持在随初始偏移减小而减小的某个范围内，但又不能消除这个偏移，则导弹是中立动稳定的。

静稳定性与动稳动性的区别是：前者只研究稳态运动条件下导弹姿态角运动的稳定性；而后者则是研究包括姿态角运动和重心移动的整个弹体运动的稳定性。通常静不稳定的导弹也是动不稳定的，而静稳定的导弹不一定是动稳定的。

稳定性是对导弹最基本的要求之一，一般弹体应是静稳定性的；但导弹的稳定性与操纵性存在矛盾，确定稳定性时应考虑操纵性，有时为了提高导弹的操纵性，而有意把弹体设计成在某些条件下是静不稳定的。这种情况下必须利用自动驾驶仪引入加速度反馈和(或)角速度反馈，使导弹在引入人工稳定后是稳定的，并且有足够的稳定余度。

（撰写：董秉印　吕长起　廉建栋　审订：郑志伟）

daodan zaihe moniqi

导弹载荷模拟器　missile load simulator　机载导弹制导系统半实物仿真中，通过电液力矩伺服系统按照给定的载荷曲线对舵机施力的装置。用来模拟导弹飞行中作用在舵面上的气动铰链力矩，控制指令一般是导弹飞行速度、高度、舵偏角和迎角的函数。载荷模拟器由伺服机构和控制器组成一力矩随动系统，铰链力矩系数事先在计算机上排出。按通道数可分为一自由度载荷模拟器和三自由度载荷模拟器；按耦合度可分为单向耦合型载荷模拟器(用于自制式舵机或位置反馈式舵机)和双向耦合(全耦合)型载荷模拟器(用于非自制式舵机或铰链力矩反馈式舵机)。

为了实现从低空到高空连续变系数加载，国内外应用自适应控制技术和多阀控制技术。当进入某飞行段时，与之匹配的压力流量伺服阀和系统参数就处于运转状态，其他则自动退出工作，且不停机地保证对舵机继续正常加载。

（撰写：刘昆华　审订：郑志伟）

daodan zitai zhuantai

导弹姿态转台　missile flight table　又称飞行平台。在导弹制导控制系统的半实物仿真中，用来实现导弹姿态角在飞行过程中动态变化的装置。其目的是使导引头和自动驾驶仪中的角位置和角速度敏感部件感受真实的飞行状态。

导弹姿态转台按其可旋转轴数目常分为单轴转台、三轴转台等，也可根据仿真需要来设计各种多轴转台。按转台伺服系统中执行机构的类型可分为电动伺服转台及液压伺服转台两类。液压转台的静、动态特性一般优于电动转台，特别在负载较大的情况下，液压转台更具有明显优点，但液压转台的维护、能源及特有的高压密封技术要复杂和昂贵得多。

在仿真试验中应对转台提出的技术要求有：框架结构形式、负载尺寸、负载重量、惯量、转角范围、位置精度、最大角速度、最低角速度、最大角加速度、指向误差(包括正交性误差、颤振误差及位置控制精度)以及动态频率响应特性等。其中以位置精度、速比范围(最大角速度和最低角速度之比)及频率响应特性为衡量或比较转台性能的重要标准。目前世界各国已研制成功各种高性能转台，其位置精度可达 0.1″ 或更高，速比范围达 $10^5 \sim 10^6$ 左右，频率响应(90° 相移)可达 40～50 Hz。（撰写：吴永刚　审订：郑志伟）

daodan zihui zhuangzhi

导弹自毁装置　missile self-destruction device　因导弹失控或脱靶距离超过引信的作用距离未能正常引爆，为安全起见应在规定的时间内引爆战斗部并炸毁导弹的机构。其目的是保证己方地面安全和保守导弹秘密。导弹自毁装置一般采用定时自毁，多由定时电路或钟表机构来实现。自毁时间应满足导弹的最大攻击距离和地面安全的要求。

（撰写：袁　正　刘鸿泉　审订：王祖典）

daohang

导航　navigation　确定飞行器的位置，并引导飞行器按预定航线飞行的一种手段。它可给出航行体相对于参考坐标系的位置、速度、姿态(航向角、俯仰角和滚转角)，有时还包

括时间等信息。这些信息被用于引导航行体从出发地达到目的地。常用的参考坐标系有惯性系、地球固连系和当地水平系等。传统上，导航有3种基本方式：(1)天文导航(利用观测星体来确定航行体的位置)；(2)航位推算导航(从已知坐标位置出发，根据航行体在该点的航向和速度信息以及航行时间来推算出航行体下一时刻的位置)；(3)利用地标或无线电信标导航。随着科学技术的发展，上述传统的导航技术也得到了发展，并且出现了新的导航方式。在第二次世界大战中及以后出现了一批陆基的无线电导航系统，如VOR(甚高频全向信标)、DME(测距器)、TACAN(战术空中导航系统)、LORAN-C(长脉冲双曲线远程导航系统)等。与此同时，另一类自主式导航，如惯性导航和多普勒导航也发展起来了。自主式导航不需陆基导航台，采用机载导航设备即可进行导航，因此隐蔽性、抗干扰性和抗毁性都较好，适于军事应用。20世纪70年代后全球定位系统(GPS)开始发展，90年代得到全面应用。GPS的出现使导航技术发生了革命性的变化，它在海湾战争和科索沃战争中起了巨大的作用。导航已从航空、航海等交通运输的保障手段发展成军事作战的重要信息源。 (撰写：张洪钺 审订：李四海)

daohang baozhang

导航保障 navigation support 适当配备地面导航台，并正常工作，使航空器可以通过机载设备接收导航台的信息，判明自己所处的位置和航向。现在，通常使用的是全向信标台和测距器，以及无方向信标台。 (撰写：管 德)

daohang he qixiang leida zuhe xianshiyi

导航和气象雷达组合显示仪 navigation and weather radar complex display 导航显示仪中同时有气象雷达图像的显示仪。飞机气象雷达原来有彩色CRT显示仪(一般是大屏幕的)，能显示气象雷达探测到的云团与雷雨区等的方位与距离。本显示仪省略了气象雷达的显示仪，将气象雷达所探测到的信息全部由导航显示仪显示。原来导航显示仪的主要参数就是方向、方位和距离，而且气象雷达所探测的信息，也是飞机导航很需要的重要信息之一。所以两者这样结合，既省掉一个气象雷达显示屏，又丰富了导航显示仪的显示内容。由图可看出这个显示仪的画面所显示的内容更丰富且实用。



导航和气象雷达组合显示仪

(撰写：黄俊钦 审订：王占林)

daohang shizhong

导航时钟 navigation clock 飞行器上供领航计算用的计时仪器。能指示地方时间或法定时间(如北京时间)以及飞行时间。在绕地球飞行的载人飞船上，时钟指示格林尼治时间、已飞时间和法定时间。以往的导航时钟都是机械式的，现代飞行器已采用精度很高的电子钟。导航时钟在原理上与地面用的时钟无异，但在结构上要能经受航空和航天的恶劣环境。导航时钟应具有年、月、日、星期、时、分、秒等显示功能，还应有按规定时间报时的功能，以便于航行人员安排作息。卫星导航系统使用的时钟(原子钟)很准确，稳定度达到 10^{-10}/日。现在使用的导航时钟已具有定时、根据导航卫星发布的标准时钟自动修正时钟误差的功能，使导航时钟的误差大大减小。 (撰写：黄俊钦 审订：王占林)

daohangtai

导航台 navigation station 与机载导航设备配合使用，向机载导航设备发送导航信号或接收机载导航设备导航信号的地面无线电台。它主要由无线电收发信机、显示控制系统、天馈线系统、电源系统等组成。根据导航方式的不同，导航台可能只具备发射功能或只具备接收功能或同时具备收发功能。它的主要作用是用规定的频率和特定的信号格式发射或接收导航信号，供飞机(或其他飞行器)判定距离方位或引导飞机(或其他飞行器)飞向预定目标。导航台一般设置在机场区域内或航路线上。根据不同的需要，导航台可以是机动式的、便携式的或舰载式的。常用的无线导航着陆系统包括：甚高频全向信标(VOR)、测距器(DME)、塔康(TACAN)、自动定向仪(ADF)、仪表着陆系统(ILS)、微波着陆系统(MLS)和全球定位系统(GPS)等。这些系统都是机载部分与地面部分共同工作来实现导航和导引功能的，其相应的地面部分，如VOR地面台、DME地面站、TACAN台、无方向性信标(NDB，与ADF结合使用)、GPS的地面站、ILS的下滑信标台和指点信标台以及MLS的地面台，都属于地面导航台。为了向机载导航设备可靠地提供导航保障，导航台的无线电收发机通常都是双备份的。

(撰写：王国光 审订：陈国华)

daohang xitong shifei

导航系统试飞 navigation systems flight test 考核、评定、验证导航系统的性能、功能、技术状态的飞行试验的统称。根据被试对象的技术状态和试飞目的不同，导航系统试飞一般分为科研试飞、设计定型试飞和适应性试飞等类型。科研试飞旨在验证设计，暴露设计问题及缺陷，为改进完善设计提供依据。设计定型试飞则是依据被试对象的研制任务书和战术技术指标，全面考核其符合性。适应性试飞主要考核被试对象对飞机接口、装机环境和飞行环境的适应性。导航系统试飞的关键是要具备能够评定其技术性能指标和功能的技术手段，这种技术手段包括硬件设备和软件两部分。硬件设备主要完成作为参考基准的基本导航信息的测量。这些信息包括空间定位信息、速度矢量信息和姿态、航向信息等。软件则要完成对试验数据的分析与处理。硬件设备和软件的有机结合，可完成对导航系统的性能和功能的考核评定。其次，被试对象的输入、输出信息及软、硬件接口的正确性，可提供给驾驶员的操作界面的合理性、适用性、环境适应性、工作可靠性、可维修性等方面的考核也是导航系统试飞的重要内容。 (撰写：雷德社 审订：张克荣)

daohang xianshiqi

导航显示器 navigation display 见电子飞行仪表系统(EFIS)。

daohang yibiao

导航仪表 navigation instrument 用于显示飞行器相对于地

球或其他天体的方向和位置，为驾驶员或飞行控制系统提供使飞行器按规定航线飞向预定目标所需要信息的装置。定位和定向是导航中的两大关键。导航仪表包括导航时钟、各种航向仪表和各类导航系统。导航系统按工作原理分为：航位推算导航系统、无线电导航系统、天文导航系统、卫星导航系统（包括GPS），以及它们有机结合、互相校正的组合导航系统（参见组合导航）。航位推算导航系统按原始信息的性质又分为利用真实空速推算的自动领航仪、利用地速推算的多普勒导航系统和利用加速度推算的惯性导航系统。到20世纪90年代这类仪表集成在一个组合仪表内，称为导航显示仪（navigation display, ND），亦称导航参数综合显示仪。该表内显示航向角（包括规定航向）、航程和航线、地速、风速、风向和地面导航台、机场和各种地标信息等。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

daohang yu miaozhun diaocang

导航与瞄准吊舱　navigation and targeting pods　悬挂于飞机体外或半埋于飞机体内的导航与瞄准信息传感系统。由于功能的不同，提供导航信息的吊舱称为导航吊舱，提供瞄准信息的吊舱称为瞄准吊舱。两种吊舱均供载机全天候使用。导航吊舱主要由地形跟随雷达和红外景像观察系统组成，在驾驶员显示器上显示实时地形与外景图像，并且提供与导航有关的参数。瞄准吊舱主要由前视红外系统、稳定平台、电视摄像系统、激光指示器等组成。它应用图像识别与跟踪技术，可在动态条件下识别与跟踪地面、海面目标，提供目标坐标、距离等瞄准参数，同时对目标实施激光照射，向激光制导武器提供目标位置信息，以完成精确打击。

（撰写：卢广山　审订：郑志伟）

daohangzhan

导航战　navigation warfare　利用导航技术进行的攻、防战。1996年美国国防部提出的新概念：选择最有效的方法保证美军和盟军使用的全球定位系统（即美军建设与运用的GPS系统）不被中断，并阻止敌方在战区内使用该系统，同时保持在战区外的和平利用。为提高GPS抗干扰能力，可采用GPS与惯性导航组合技术，自适应调零天线技术，抗干扰滤波器技术和直接Y码捕获技术等。为提高GPS抗毁能力，可采用卫星轨道保密措施和卫星抗激光和粒子束的加固技术。为避免地面主控站受攻击而使GPS失效，提出了一系列保护措施，并开发了卫星的自主导航能力。新近投入使用的BLOCK IIR卫星在没有主控站的情况下，仍能在180天内使GPS系统满足精度要求。既然是导航战，就有进攻、有防御、有反击。为打破美国对卫星导航的垄断，1995年俄罗斯完成了GLONASS卫星星座的布署，欧洲也将在21世纪初完成民用导航系统GNSS 2的研制。各种GPS民用用户设备的抗干扰技术和对GPS军用信号的干扰技术都会发展。

（撰写：张洪钺　审订：李四海）

daoyinlü

导引律　guidance law　引导飞行器至目的点或与目标相遇的算法。在战术导弹的制导控制和飞机进场着陆（或着舰）过程中都要使用导引律。导弹的导引律参见导弹导引法。飞机进场着陆（或着舰）则要根据人工和自动两种不同方式以及陆基（或舰载）和机载导引设备的不同而采用相应的导引律。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

daoyintou

导引头　homing head　装于导弹头部测量目标相对于导弹的运动参数，并产生制导信息的装置。导引头通常由目标位标器和电子部件组成。目标位标器接收来自目标的信号并将其转换成便于处理的电信号，输给电子部件。大多数位标器还馈入电子部件输出的跟踪控制信号，完成对目标的跟踪。电子部件处理转换成电信号的目标信息，根据需要检测出目标位置、视线角速度、接近速度、命中时间等参量，按照导引规律形成导引信号，供制导用；同时还根据误差信号产生控制信号反馈给位标器，使导引头的跟踪回路闭合。有的导引头还根据制导系统、引爆系统的其他功能需要，如目标识别、目标临近判别、碰撞目标指示等，输出距离、时间、触发等信号。

导引头的主要技术性能是探测能力、目标捕获能力、跟踪能力、输出特性、抗干扰能力等。导引头按照接收目标信息的类别主要分为雷达导引头、红外导引头、激光导引头、电视导引头和复合导引头等；又按来自目标信息的发射源不同分为被动导引头、主动导引头、半主动导引头等。

（撰写：郑志伟　审订：王祖典）

daofei

倒飞　inverted flight　飞机机腹朝上，驾驶员头朝下，作负迎角飞行。一般的飞机不能作长时间的倒飞，专门作表演飞行的飞机可以作长时间的倒飞。飞机倒飞时驾驶员和飞机都承受负过载，驾驶员体重靠安全带来支持。能保持长时间倒飞的飞机，其发动机的燃油和滑油等供应系统必须有特殊的



美国“雷鸟”飞行表演队表演倒飞

装置，以保证正常供应燃油和滑油，使发动机不停车和正常润滑。通常飞机是不作倒飞的，虽然歼击机和强击机等机种都装有倒飞油箱，一般也只能倒飞十几秒钟的时间，加力状态只能倒飞几秒钟的时间。在特技飞行中的倒飞，如筋斗、半筋斗翻转、斜筋斗和半滚倒转等，一般时间都很短，也不是负迎角飞行。

（撰写：蒋德秋　审订：李志强）

daofei gongyou

倒飞供油　inverted flight fuel supply　在飞机倒飞或负过载飞行状态下连续可靠地向发动机供油的方式。这是歼击机必须具有的一种供油能力，目前采用的有3种倒飞供油形式：⑴设置专门的倒飞油箱装置；⑵在供油管路上采用蓄压油箱装置；⑶消耗油箱中安装倒飞供油泵。倒飞油箱装置的缺点是：零部件较多，比较笨重，增加系统重量；油箱容积有限，倒飞时间短；此外该装置还降低油泵的工作性能。蓄压油箱具有供油连续而不会出现中断的优点。但它安装在供油管路上，要占据一定的有效空间，且增加系统重量；安全可靠性差，结构上的胶囊一旦破裂，燃油大量外泄，会造成严

重的飞行事故。倒飞供油泵是现代飞机广泛采用的一种供油形式。它具有倒飞供油时间长，安全可靠，减轻系统重量，使用维护方便等优点。（撰写：王义昆 审订：杨燕生）

daojian

道肩 runway shoulder 沿着跑道或滑行道道面两侧边缘的修整过的狭长地带。它是道面与邻接地面间的过渡地区，用以保持道面的坚固，使飞机偶尔偏出跑道时不致于产生塌陷。跑道每侧道肩的宽度为：对特级机场，5.0 m；对Ⅰ、Ⅱ和Ⅲ级机场，2.5 m；对备用跑道和应急起飞跑道，5～10 m。滑行道每侧道肩的宽度为：对特级机场，9 m；对Ⅰ级机场，1～3 m；对Ⅱ和Ⅲ级机场，1 m。

（撰写：王立群 审订：姬永兴）

daomian dengji

道面等级 pavement class 机场道面按抗弯强度划分的等级。军用机场的道面等级分为5级：A、B、C、D和E级。其划分标准见下表。

军用机场道面等级的划分

道面等级	在飞机标准轮胎压力（1.0 MPa）条件下道面承受的当量单轮载荷（ESWLI）/kN
A	>305
B	305～216
C	215～136
D	135～95
E	<95

（撰写：王立群 审订：陈志伟）

daomian qiangdu

道面强度 pavement strength 机场道面或航空母舰飞行甲板的道面抵抗飞机（或直升机）载荷的能力。道面强度按接纳飞机的类型、使用模式和任务量确定。跑道道面强度要求能：(1) 承受规定次数的按最大飞机起飞重量和一个主起落架轮胎接触面积计算的当量单轮载荷；(2) 承受相当于起落滑跑载荷的静载荷；(3) 承受以规定下降速率着陆（舰）时的动力冲击载荷；(4) 抵抗分布在一个主起落架全部机轮轮胎接触面积上的一半飞机最大着陆重量所产生的静态水平剪力；(5) 在跑道的使用寿命期内，承受规定范围的大气温度变化和贯穿道面厚度的日温差；(6) 抵抗溢出油料、直升机下冲气流和汽车来往所产生的有害作用；(7) 经受规定时间的一定温度的喷气发动机排气而不产生不可恢复的强度损失等。其他道面的强度要按其功能考虑。例如，主滑行道要考虑承受较大交通密度和飞机滑动缓慢、停留而产生的高应力；停放飞机的停机坪一般只需考虑飞机的自重即可。计算道面强度的主要依据是：飞机重量、起降方式、使用环境、机轮布置方式、轮胎压力、轮胎在受压情况下与道面的接触面积和轮胎的间距等。（撰写：王立群 审订：陈志伟）

dengjimen

登机门 entry door 乘员或旅客上下飞机的专用舱门。客机上旅客的登机门设在飞机的左侧，数量与飞机上的座位数有关。登机门在设计上应考虑便于打开和关闭。当其处于关闭和锁住位置时，应有良好的强度、刚度和气密性。

（撰写：冯元生 修订：赵秀丽 审订：任源博）

dengjiqiao

登机桥 passenger boarding bridge 又称栈桥。直接连接候机室登机口与客机舱门的廊桥式通道。供旅客从候机室由此直接进入客机或相反之用，以免旅客登离机时遭受日晒雨淋

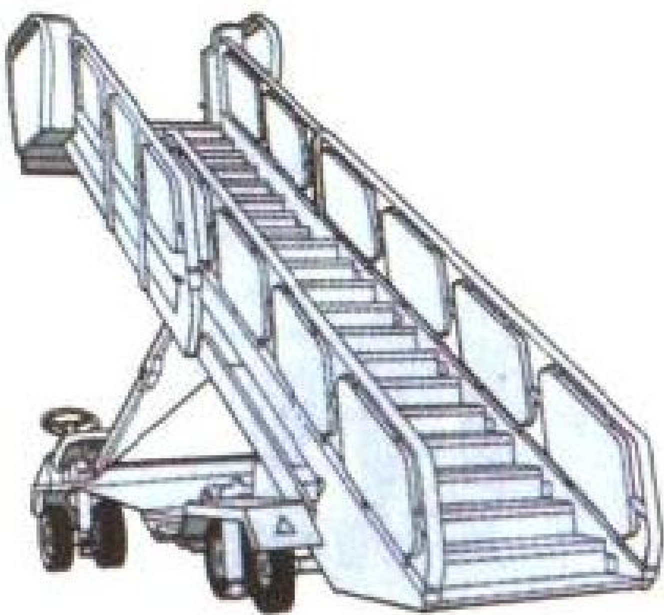


登机桥

之苦和走下走上之累。登机桥用于连接离候机室登机口较近的停靠客机。它是活动式的，高度可调节，连接的方向可调整，以适应不同的机型。（撰写：王立群 审订：陈志伟）

dengjiti

登机梯 boarding ladder 连接客机坪地面与客机舱门的扶梯。供地面旅客登机或机内旅客走到地面之用，用在客机坪



登机梯

上无登机桥的场合。它通常是车载活动式的，高度可调节，以适应不同的机型。（撰写：王立群 审订：陈志伟）

dengduo

蹬舵 pedaling 驾驶员用左、右脚操纵方向舵，使飞机产生偏转方向的操纵动作。单独蹬舵可以使飞机改变方向，并造成侧滑，同时也向蹬舵方向产生一定的坡度。驾驶员很少单独用蹬舵来操纵飞机，都是压杆和蹬舵配合操纵。用压杆和蹬舵配合操纵飞机，改变方向比单独蹬舵要快得多。一般飞行中蹬舵量都很小。飞行中若有较小的侧滑可以用蹬舵的方法来消除，多发动机的飞机如果飞行中有一台停车也要用蹬舵的方法来消除发动机左右推力的不平衡。编队飞行中可以用蹬舵的方法来修正编队间隔。飞机进入尾旋改出时要有力地蹬反舵到底，再配合驾驶杆的作用就能改出来。起飞、着陆滑跑阶段或地面滑行时，为了保持方向要蹬舵，但由于速度小，舵面效率低，需要配合使用刹车。（撰写：李玉璞 审订：李志强）

dengdai kongyu

等待空域 holding airspace 为避让飞行冲突或执行特殊任务而划定的空域。等待空域通常设在航路交叉点附近、空中走廊口或在跑道附近。当通过航路交叉点或进出机场的飞机多时，在相应的等待空域中等待，依次通过。等待空域通常设在导航台上空。它的最低高度层由最低安全高度决定，向上按一定间隔分设若干个等待高度层。（撰写：管 德）

denggaomian cehui

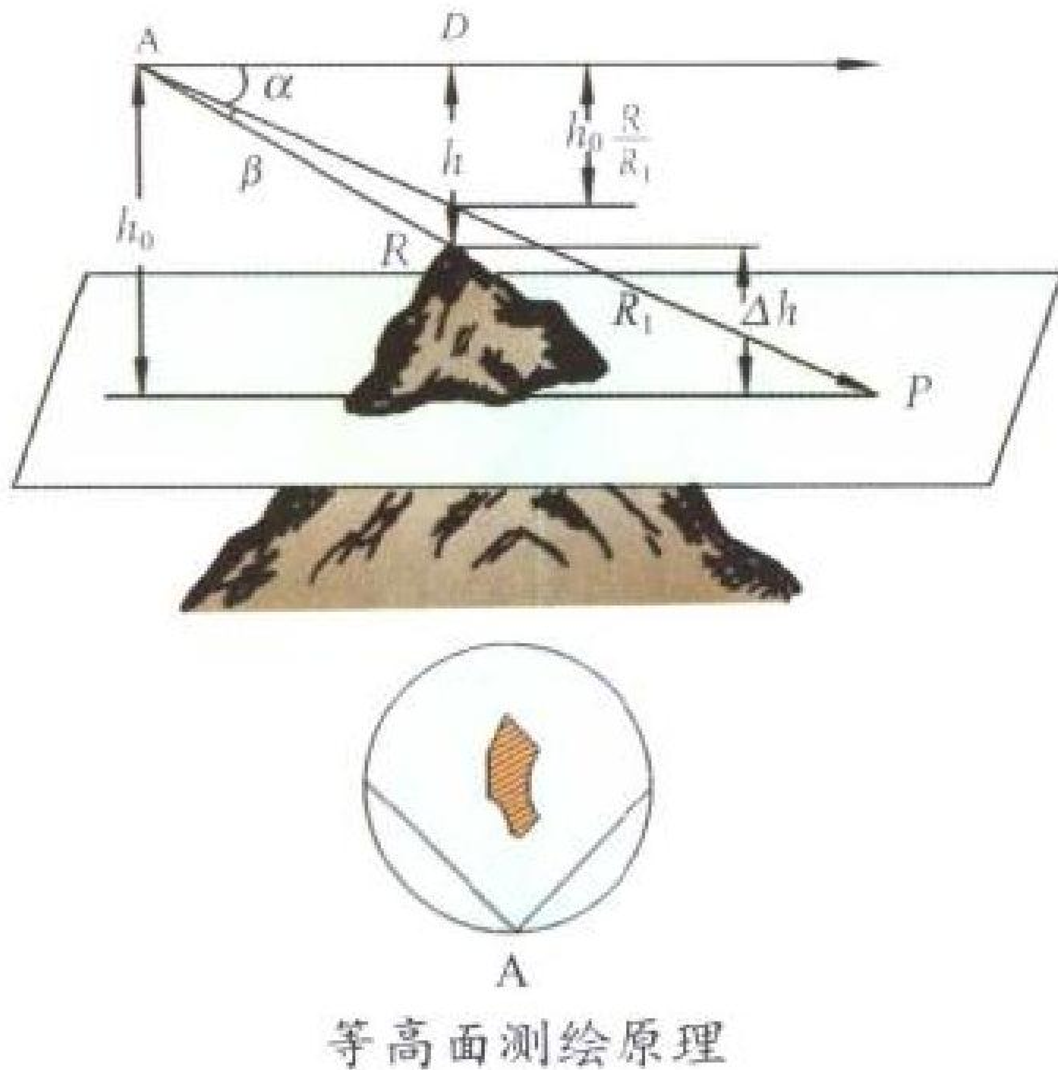
等高面测绘 iso-altitude surface mapping 测绘载机以下某一水平面以上的地形、地物图像的一种雷达工作方式。此水平面的高度可在一定范围内任意调节。当此平面平行于载机纵轴时，则为地形回避工作方式。它的基本原理是利用单脉冲雷达“和”路视频输出 E_s 和俯仰“差”路相位检波输出的双极性脉冲 E_d 按下式进行运算，得出地物与等高面的关系。

$$h \approx R\left(\frac{h_0}{R_1} \pm \beta\right)$$

$$\Delta h = h_0 - R\left(\frac{h_0}{R_1} \pm \beta\right)$$

$$\Delta h E_s = h_0 E_s - R\left(\frac{h_0}{R_1} E_s \pm K E_d\right) \gtreqless 0$$

式中 h_0 为选定的已知值，R_1 通常选定 10 n mile，β 值较小。当计算结果 > 0，表示地物在等高面之上，给予显示；当计算结果 = 0，表示地物在等高面上，也给予显示；当计算结果 < 0，表示地物在等高面之下，不予显示。用此计算结果去控制显示器，即可实现等高面测绘方式。



等高面测绘原理

（撰写：林宏基　修订：许伟武　审订：包德聪）

dengshang liudong

等熵流动 isentropic flow 在流动过程中沿流线熵保持不变的流动。若不仅沿流线熵保持不变，且全流场的熵相同，则称为均熵流。以定常超声速直匀流流经一钝头物体并在物体头部之前出现弯曲激波的情况为例，在弯曲激波之后，虽然沿每条流线气流是等熵的，但各条流线的熵值不同，即弯曲激波之后的流场不是均熵的。完全气体在定常等熵或均熵流动过程中，气体的三个热力学参数（压力 p、密度 ρ、温度 T）均随马赫数的增大而单调地下降，沿流线或在全流场中，任何两个参数之间都存在着一定的关系，例如 p/ρ^{γ} = 常数，式中 γ 为气体的比热比，对于空气，一般取 γ = 1.4。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

dengshang yasuo jinqidao

等熵压缩进气道 isentropic compression inlet 将多激波压缩原理扩大到极限情况，便得到等熵压缩的概念。在等熵压缩下光滑外形的前压缩体产生无穷多道无限弱的斜激波（图1），理论上其激波总压损失为零。但等熵压缩进气道的实现将受到一系列因素的限制，使其在实际应用中存在困难。首先由于前压缩体的结构厚度或角度不可能为零，因而需要有一定强度的起始激波；其次由于等熵压缩过程的气流折角大，进气道的外唇角也相应增大，使外阻增加，而且当外唇角超过一定的值后，将形成外壳脱体激波，破坏等熵压缩过程。因而等熵压缩折角有一定的限制，通常等熵压缩总是以一道低超声速马赫数的激波结尾，不能等熵压缩至声速；最后等熵压缩进气唇口处为多波交点，为保证多波交点处内、外流之间的参数平衡，其等熵压缩过程也将受到约束，不然将破坏正常的等熵压缩波系结构。由于上述各项因素的限制，目前应用的只是将等熵压缩过程作为外压过程中的一段，以改善进气道的总压恢复，如英、法合作研制的“协和”超声速民航机的进气道即具有一段等熵压缩过程，在导弹和无人驾驶侦察机上也有相类似的应用实例。

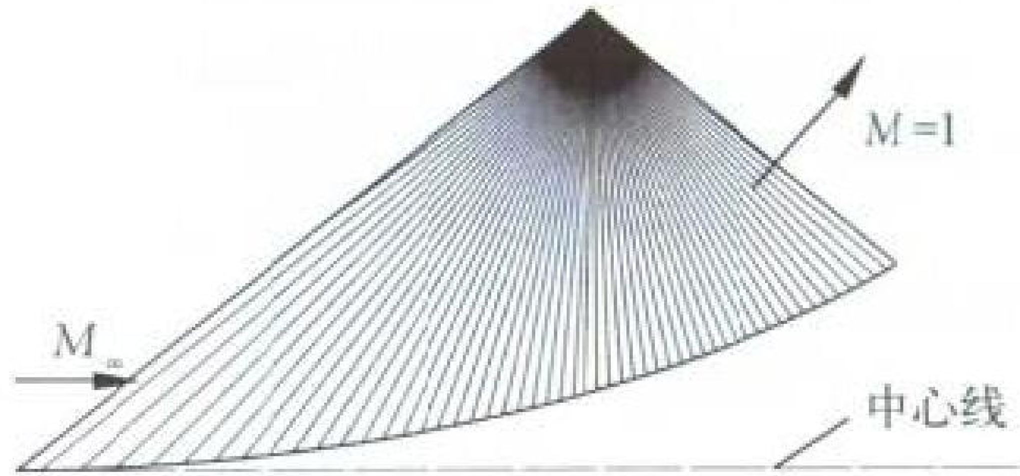


图 1 等熵压缩的过程

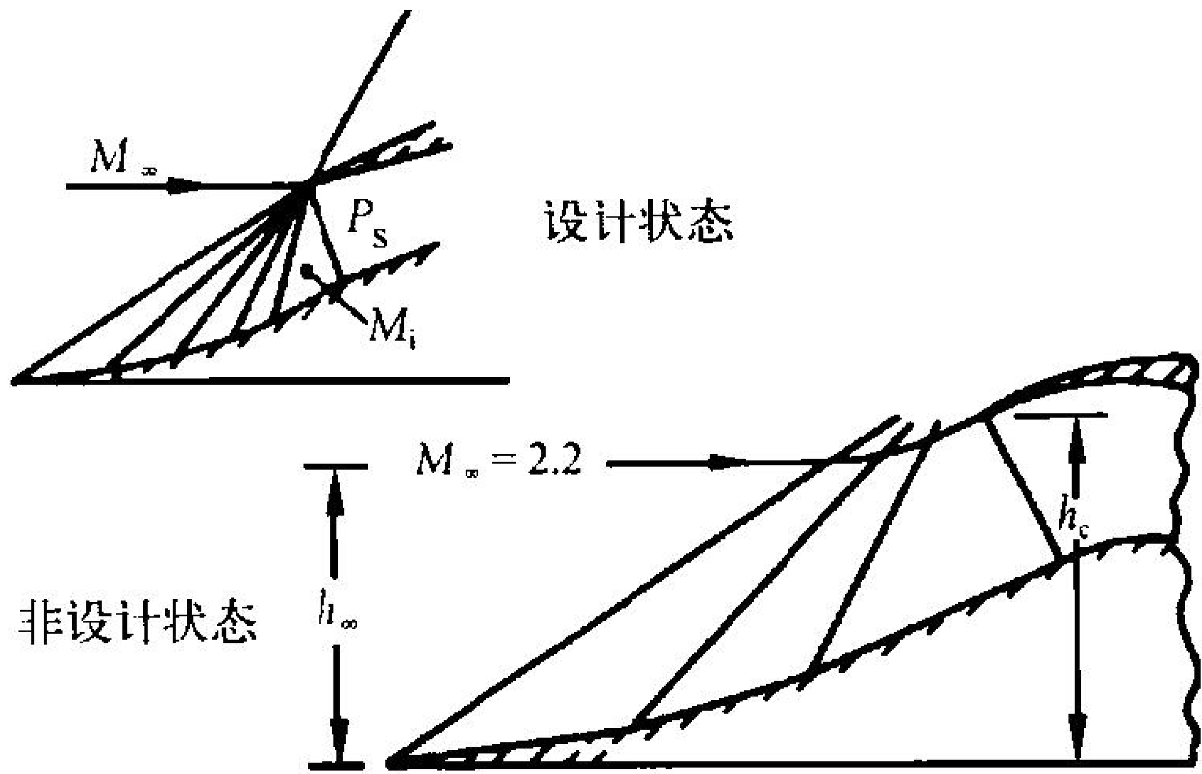


图 2 等熵压缩进气道设计与非设计状态波系示意图

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

dengxiao anquan shuiping

等效安全水平 equivalent level of safety 见豁免。

dengxiao xitong

等效系统 equivalent system 在飞行品质评价研究中，以一个典型低阶模态的传递函数串联一个时间延迟环节，来逼近真实飞机的高阶动态响应，其相应的低阶近似系统称为等效系统。装有复杂飞行控制系统的飞机动力特性要由高阶系统来描述，往往不再具有经典低阶形式，这给飞行品质的评价研究带来很大困难。经验和实践表明，应用高阶系统低阶近似的等效系统法，使得飞行品质评价较为简单有效，已被广泛采用。等效系统法有时域和频域两种分析方法，时域法直观，频域法简单方便，两种方法都在工程实践中广泛应用。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

dijiehuo gailü jizai leida

低截获概率机载雷达 airborne radar with low probability of interception (LPI) 在保证适当探测距离条件下，使发射的有效功率尽可能低于敌方电子侦察接收机的最小可检测功率，从而使雷达本身被敌方发现的概率很低的一种雷达。这

种雷达的最大探测距离 R_{max} 是根据低截获概率方程来确定的。一旦确定 R_{max} 值，就要求雷达的发射功率必须小于 R_{max} 所对应的功率。如果雷达的实际发射功率使雷达威力超过了 R_{max}，就会招致敌方侦察接收机领先发现雷达，并采取对抗措施。为实现低截获概率，要求：(1) 发射功率可控，随距离变化保持最低限度所需要的信噪比；(2) 发射信号带宽要远大于或远小于侦察接收机带宽；(3) 雷达的脉冲宽度、脉冲重复周期、调制波形、载频、天线指向和极化等系统参数及特性均应在脉间做最大可能的随机或伪随机变化；(4) 天线波束应尽可能窄，增益尽可能高，后瓣及旁瓣应尽可能低；(5) 采用时间与空间上的间歇发射，减少辐射时间，增加静寂时间。低截获概率雷达具有对抗反辐射导弹的生存能力，是雷达隐身技术的内容之一。

（撰写：石媛珍　修订：许伟武　审订：包德聪）

dikong fangzhuang

低空防撞　low altitude collision avoidance　低空飞行时，防止飞机与地物相撞的措施。飞机在低空飞行时，在地形敏感元件探测范围内，与地形地物保持固定的高度距离连续飞行。当飞行相对高度小于给定值时，将有告警信号通告驾驶员或送入自动飞行控制系统，采取适当方式将飞机拉起。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

dikong feixing

低空飞行　low altitude flight　飞机在 100～1000 m 高度之间的飞行。民用飞机低空飞行主要是进行农林作业，如用飞机播种、除草、灭虫和旅游等。在军事上，由于雷达、导弹技术迅速发展，可以在中、远距离发现和拦截目标，而在低空隐蔽出航，雷达不易发现，可近距离准确袭击地面、空中目标，易造成突然性，如强击、轰炸、侦察、空投和伞降等军事行动。低空飞行时发动机耗油量大，飞机续航能力下降，机载电子设备作用距离减小。飞行中驾驶员观察地面目标范围小，辨认困难，不易确定飞机位置等。低空飞行易受地面炮火的攻击。在领航方面，飞行前要仔细研究航线和活动空域的地形、地貌，尤其是高山等障碍物的位置、高度等。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

dikong tufang

低空突防　low altitude penetration　飞行器利用地球曲率及地形、地物造成的地空雷达盲区，以及地杂波对非相参体制各种雷达的干扰作掩护，以低空或超低空的飞行方式，突破敌方的地空防御系统，实施对地面目标的侦察和攻击。低空突防飞行方式主要分为地形跟随、地形回避、地形防撞和地形匹配等。地形跟随是应用最广的低空突防飞行方式。随着航空电子技术、红外夜视技术和微光电视技术的发展，以及机载雷达和导航设备性能的不断提高，低空突防已成为现代空军进行突袭和空战的有效战术手段。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

dimidu fengdong

低密度风洞　low density wind tunnel　又称稀薄气流风洞。模拟高空稀薄空气流动的风洞。当飞行器在极高空飞行时，空气十分稀薄，出现滑动流或自由分子流动，空气分子的平均自由行程相对飞行器尺寸不再是一个小量，连续介质的假设已不再成立。低密度风洞正是为了研究这种流动而建立的。低密度风洞在结构形式和工作原理上与吹—吸式超声速风洞类似。不同的是其驻点压力很低，其绝对压力大约只有 $(0.0013\sim0.026)\times10^5$ Pa，甚至更低。

要在低密度风洞试验段中达到一定流速，因前室压力很低，要求扩压段后的真空度很高，故需配备一套多级真空泵及其附属设备。在低密度条件下，粘性影响极为严重，设计喷管、试验段和扩压段时必须采取措施，以消除边界层的影响。风洞各部件的气密问题也是不可忽视的。试验段的静压很低，需要配备特殊的低压测量和流场观察设备。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

disu fengdong

低速风洞　low speed wind tunnel　试验段气流的马赫数不大于 0.3 的风洞。一般由稳定段、收缩段、试验段、扩压段、拐角导流片、动力段、蜂窝器和阻尼网等部分构成，参见风洞图 (a)。低速风洞的应用范围很广，除主要用于飞行器的低速气动特性试验外，也用于船舶、车辆、桥梁、高层建筑、风能利用、环境保护及体育运动等试验，分别测量其空气动力特性和风压载荷等。目前世界上已有研究性和生产性低速风洞约 400 座。最大的低速风洞试验段尺寸为 24.4 m × 36.6 m 。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

disu youyou

低速悠悠　low speed yo-yo　一种喷气式战斗机低速空战格斗中同时进行高度和航向变化机动的战术动作。由中国人民志愿军空军在 20 世纪 50 年代初抗美援朝时发展起来，当时只称为“向下综合机动”。后来美国空军起名为“低速悠悠”(如图所示)，已在各国空军文献中普遍采用。这种动作主要针对盘旋性能较好正在作高速转弯机动的目标采用。当



低速悠悠战术动作

意图切半径攻击来不及时先俯冲增速，然后向目标机一侧转弯跃升占位攻击。它可防止在同高度盘旋时易为对方高速转过来咬尾的危险，同时转弯时机可争取在角点速度（飞机转弯角速度最大时对应的速度）下进行，在低位跃升状态接近目标易取得突然进攻的效果。开始俯冲增速时可给对方一个错觉，好像要脱离战斗，但实际上又转回来。这种情况与中国儿童玩具悠悠球（美国称为 yo-yo）的运动相似。在现代空战中它仍可在一定条件下发挥作用。

（撰写：朱宝鎏　审订：顾诵芬）

dituanliudu fengdong

低湍流度风洞　low turbulence wind tunnel　一种用于模拟低湍流度气流条件的风洞，有二维和三维两种。低湍流度风

洞又分为回流式和直流式两类。为了获得均匀的气流和降低湍流度，常采用大收缩比（一般大于 17），稳定段装有蜂窝器和多层阻尼网（多于 5 层）以及减少动力段噪声等措施。1938 年，美国建成世界上第一座低湍流度风洞。至今世界上已有低湍流度风洞约 20 座，而且仍在发展之中。回流式低湍流度风洞的湍流度可达 0.02 %，直流式低湍流度风洞的湍流度可达 0.06 % 或更低。低湍流度风洞主要用于研究边界层结构、转捩、边界层控制和层流化技术等。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

diwen fengdong

低温风洞　cryogenic wind tunnel　介质温度低于 −100℃ 的风洞。介质温度降低，使粘性系数减小，密度增大，因而雷诺数提高。此外，由于温度降低，声速减小，相同马赫数所需的风速降低，因而动压不增加，驱动功率还略有下降，避免了增压风洞提高压力带来的模型载荷过大和驱动功率剧增的问题。如果同时增大工作压力，还可以得到更高的雷诺数。另外，低温风洞可以使马赫数、雷诺数和动压分别独立变化，因而适于分别研究这些参数的影响。低温风洞的建造需要解决许多技术难题，如气体冷却、低温控制、低温材料等。美国国家航空航天局（NASA）兰利研究中心建成和使用的"国家跨声速试验设备"，简称 NTF（National Transonic Facility）是目前世界上最大的低温风洞。试验段尺寸为 2.5 m × 2.5 m，试验马赫数为 0.2 ～ 1.2，向风扇上游喷射液氮，使气体冷却，工作介质最低温度可达 −133℃；该风洞还有增压能力，可使压力增至 9×10^5 Pa，风洞试验雷诺数可从 1×10^6 变化到 120×10^6。继 1982 年美国 NTF 建成投入使用之后，1993 年德、英、法、荷四国联合又在德国建成了"欧洲跨声速风洞"，简称 ETW（Europe Transonic Wind Tunnel）。该风洞试验段尺寸为 2.0 m × 2.4 m，试验马赫数为 0.15 ～ 1.3，靠喷射液氮冷却气体，可增压到 4.5×10^5Pa，风洞试验雷诺数可达 50×10^6。低温风洞的建造费用和运行费用都很高，因此试验成本很高。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

diya yaqiji

低压压气机　low pressure compressor　在双转子或三转子燃气涡轮发动机中从进口算起压气机的第一个级组。当多级压气机的级数较多、总增压比较高时，为了避免非设计状态下前面级或后面级都过多地偏离设计状态，往往将此种压气机分为转速不相等的两段或三段而形成多转子的压气机。如果经低压压气机压缩后的气流有一部分进入外涵道，则称这种低压压气机为风扇。低压压气机（特别是风扇）的特点是轮毂比小，三元流动特征明显，转子叶片叶尖部位气流相对马赫数较高，而内外通道壁面粘性对流动的影响相对较弱。因此在气动力设计上径向匹配问题比较突出，对激波系需要作较准确的模拟。此外由于低压压气机的叶片相对较长，在结构力学和气动弹性力学方面都有一些特殊问题。例如叶尖与叶根之间较大的相对扭角导致在离心力作用下出现叶型截面安装角和应力的重新分布，在一定的来流马赫数和进气迎角联合作用下出现叶片的自激振动等，因此在设计和制造上的难度都相当大。低压压气机发展的趋势是采用宽弦长或小展弦比的叶片设计。它在结构上比较强，可以取消叶身中部的减振凸台。同时，宽弦长的叶片能推迟失速的出现，增加喘振裕度，扩大压气机的稳定工作范围，有较强的抗进气气流畸变和抗鸟撞击的能力。当前最新式的高涵道比涡轮风扇发动机中，有的风扇转子叶片叶身采用树脂基碳纤维复合材料，大大降低了整个转子及其支承系统的离心负荷，因而减轻了重量。

（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

dizhou pilao

低周疲劳　low cycle fatigue　见综合卷。

dizu yijian

低阻翼尖　low drag wing tip　通过对机翼或旋翼桨叶翼梢平面形状采用不同的设计措施，以达到降低飞行阻力目的的与机翼共面的翼尖或叶尖。目前国外正在研究和已经在应用之中的低阻翼尖大致包括：切尖翼梢、剪式翼梢、"月牙"形翼梢，以及在"山猫"直升机旋翼桨叶上应用的后掠式宽弦长叶尖等。

（撰写：赵秀丽　审订：任源博）

dizu zhadan

低阻炸弹　low drag bomb　见兵器卷低阻航空炸弹。

diwo shibieqi

敌我识别器　identification of friend or foe (IFF)　见电子卷。

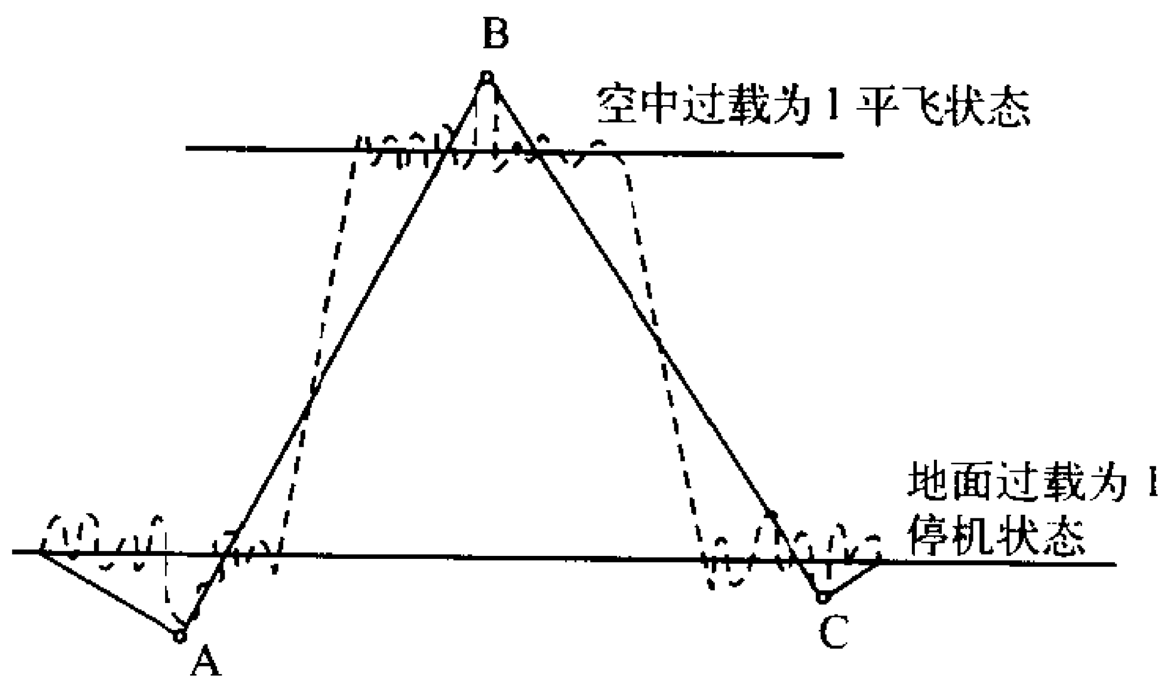
dizu

底阻　base drag　全称底部阻力。飞机机身和火箭（或导弹）的尾部常呈外形突然中断截尾形状，于是，在截尾底部形成一个充满旋涡的负压区（即压力低于未扰动气流的区域），对物体造成一个向后的作用力，即底部阻力。底部阻力主要决定于底部压力的大小、前面物体上的边界层状态（层流还是湍流）、飞行雷诺数、马赫数、尾部形状（包括母线倾斜度和尾部收缩比）、有无喷流等各种因素。因此用理论方法确定底部阻力是很困难的，主要应依靠试验结果。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

di kong di zaihe

地空地载荷　ground-air-ground load　飞机由地面最大负过载（指小于 1 的过载）A 点（见图）上升到空中最大过载 B 点，再回到地面最大负过载 C 点所构成的载荷循环（如图中实线所示）。图中所示的地面（载荷系数等于 1）停机和空中过载



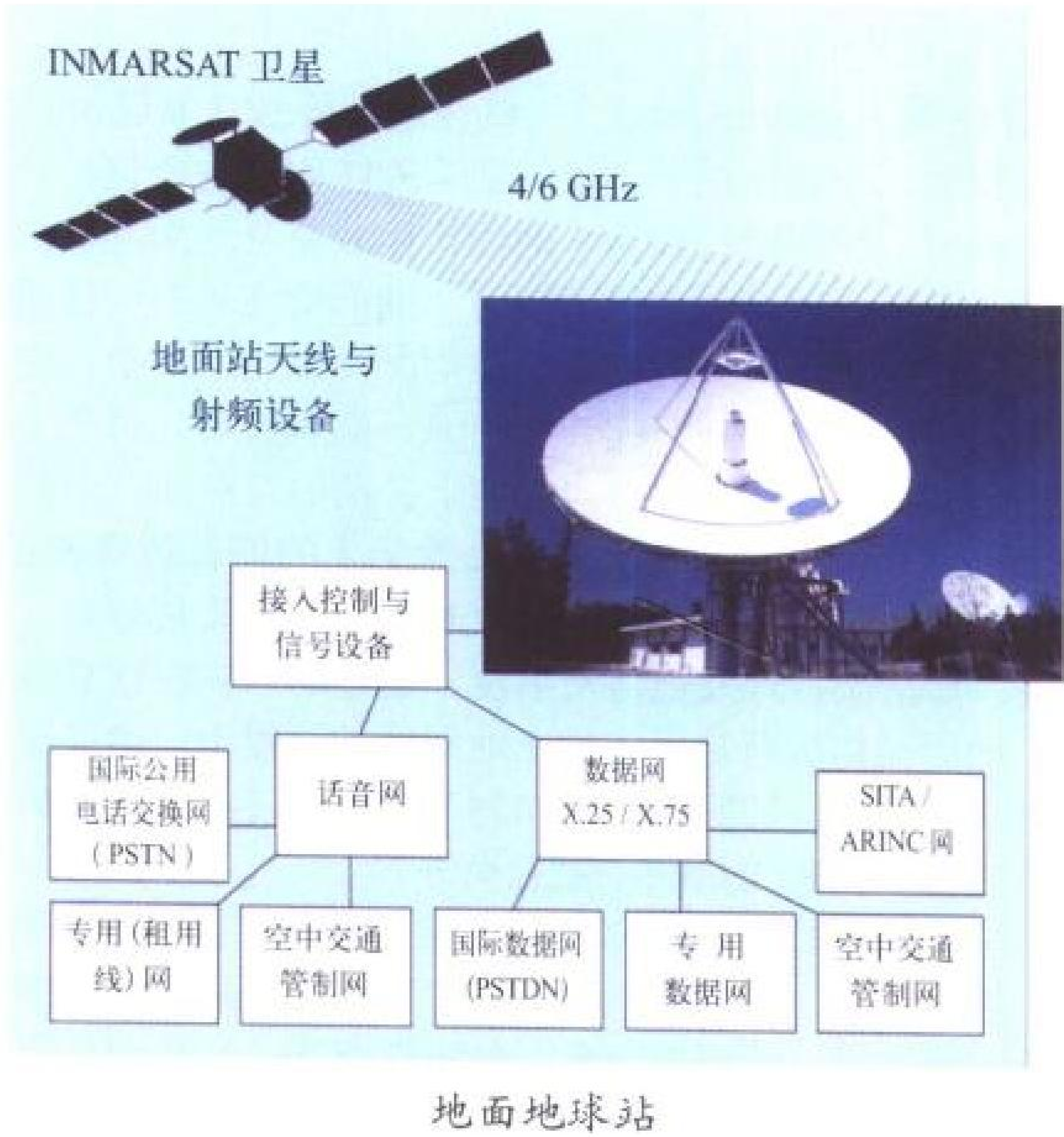
地空地载荷图

为 1 时平稳飞行其受载状态不同，各部分的应力分布情况也不同。空中全机重量主要由机翼支持，地面停机全机重量由起落架支持。一次起落仅作用一次地空地载荷，但幅值较大，对飞机寿命有很大影响。在飞机疲劳分析中必须考虑这种载荷。

（撰写：航　科　审订：何君毅）

dimian diqiuzhan

地面地球站 ground earth station (GES) 一种在地面上用来实现航空移动卫星业务(AMSS)通信的设备。每个卫星波束覆盖区内至少有一个地面地球站(GES)，也可能有几个，互相可代替。在多个GES中，可指定一个GES协调全网工作，称为网络协调站(NCS)。国际移动卫星组织(INMARSAT)提供的AMSS系统规定卫星与地面之间的通信链路(称为馈



地面地球站

送链路)用固定业务使用的频段，一般为C频段或Ku频段。GES由天线、C(或Ku)频段收发信机、L频段收发信机、信道单元及网络管理设备组成。作为NCS的GES则要有网络协调管理设备，负责NCS与各GES接口，管理卫星功率和通信信道在各GES间的分配。由于卫星与GES间有多普勒频移，加上卫星转发器本振有频率漂移，需要通过GES发射和接收L频段导频，检出误差对C(或Ku)频段通过载波进行自动频率补偿(AFC)，此外还监收本站P信道载波质量和其他GES的P信道信号提取网络管理信息。GES至少应配置一个P信道收发信机、4个R信道接收机，其他数据信道和话音信道可根据需求选择配置。GES管理AES的注册/注销(log-on/log-off)与其GES互通、移交，控制利用分配给本GES的一组频率、卫星功率和带宽资源。GES提供网络管理和数据报告功能并提供与地面公用电话交换网(PSTN)数据网和航空电信网(ATN)的接口及互连控制功能。

(撰写：薛文安　审订：周其焕)

dimian dianyuan

地面电源 ground electrical power supply 飞机在地面时向飞机供电的地面电源设备。通常有地面电源车和固定电源两种。地面电源车上有蓄电池或发电机，视飞机主电源类型而异。发电机由车上发动机传动并配有调压、稳频和保护设备。地面电源通过电缆将电能送到飞机上的地面电源插座。飞机上的地面电源监控器用于检测地面电源的极性、相序和质量，仅在地面电源性能满足飞机技术要求时才接通飞机上的地面电源接触器，将地面电源与飞机电网接通。固定电源由中央电源和地上或地下配电网络组成。中央电源为电力变换装置，把民用电力变换为400 Hz交流电或直流电。

(撰写：严仰光　审订：杨燕生)

dimian fangzhuang xitong

地面防撞系统 ground collision avoidance system (GCAS) 在飞机近地飞行时能避免与地面障碍物碰撞、保证安全飞行的防撞控制系统。通常由地形跟踪雷达和地形回避雷达与飞行控制系统组成。自动跟踪雷达测定飞行前方地形剖面各点与高度相关的参数，由飞控系统和发动机控制系统控制飞机及时地爬升或下降，使飞机尽可能地贴近地面飞越障碍物。地形回避雷达不断探测飞行前方高于规定高度的障碍物，由飞行控制系统控制飞机作横向机动飞行。地面防撞系统是保障飞机低空突防飞行的关键性设备，其发展趋势是实现智能化、综合化和高可靠性。(撰写：王宗学　审订：王占林)

dimianfeng

地面风 ground wind 近地面层(距地面高度在10～12 m)空气相对于地球表面的运动，通常指空气的水平运动，用风速和风向表示。气象用的风向指风的来向，航行用的风向指风的去向，用角度或方位表示。风向在方位表示中通常用十六方位。风速单位用m/s，km/h，n mile/h等表示。英国F. 蒲福于1805年拟定“蒲福风力等级”，为13个等级。1939年后扩展为18个等级。风速、风向用专门的仪器测定。气象台测定地面风多用固定安装在距地面约10～12 m高度上的测风仪。

(撰写：王吉昌　审订：薛顺来)

dimian gongzhen shiyan

地面共振试验 ground resonance test 利用共振原理测定飞机结构固有振动特性的一种试验方法。共振试验可测得结构固有频率、固有振型、结构阻尼和广义质量，为气动弹性、强度、寿命等分析提供原始数据，是飞机研制、飞机改型中进行的一项重要试验。还可利用它查找振源，排除不良振动及检查结构工艺质量。

通过在结构上适当地布置激振器进行简谐或随机激励，同时，在结构上适当地布置速度或加速度传感器测量振动响应，然后，使用数据处理系统，包括参数识别系统，求出所需结果。

飞机结构具有无限多自由度(固有频率和振型)，实用上只需确定较低频率范围中的固有特性。如果对于各个自由度之间频率相差较大的情况，不同自由度之间干扰不大，固有特性比较容易求出。对于自由度频率干扰很大的情况，则必须用专门的技术，进行自由度分离，才能测到每个自由度正确的固有频率和振型。

(撰写：管 德　审订：何君毅)

dimain jingzhi tanshe shiyan

地面静止弹射试验 ground static ejection test 又称零—零弹射试验。地面(零高度)、静止(零速度)、平飞姿态条件下进行的弹射试验。在弹射试验场进行。试验场主要设施是弹射架(也可用火箭滑车、弹射试验机)、回收装置、控制系统、测试系统。由于其成本低、简单易行，应尽可能利用零—零试验达到试验目的，以减少地面有速度弹射试验和空中弹射试验并为这两种试验提供依据和作必要的准备。弹射架有长导轨弹射架(又称弹射试验台)和短导轨弹射架：(1)长导轨弹射架(达33 m)，一般用于弹射动力装置(弹射筒)的性能、人体生理反应、飞行员弹射训练和其他专题单项试验(如四肢约束装置试验)。座椅不弹离弹射架。当座椅沿导轨弹射到最高点时由弹射架上的制动装置止住，再由升降机构将座椅降回原始位置。(2)短导轨弹射架(或火箭滑车、弹射试验

机）用于弹射座椅综合性能试验（如零—零救生性能、弹射救生程序）。座椅弹离弹射架后弹射架可反复使用，能适应多种型号弹射座椅试验。回收装置用于回收试验座椅和试验员（或假人）等。在长导轨弹射架上，由制动装置和升降机构实施回收。在短导轨弹射架、火箭滑车或弹射试验机上试验，用降落伞实施回收，也有在弹射架后设置回收网的。控制系统主要是试验指挥和弹射点火的控制，包括指挥台、电点火系统。测试系统指根据试验要求设置的各种光测、遥测、记录、数据处理设备，用以测量和记录试验数据，分析和确定座椅或其子系统的性能和工作情况。试验员常用假人，必要时用动物或真人。（撰写：徐正忠 高闻天 审订：袁修干）

dimian kongzhi jinchang xitong

地面控制进场系统 ground control approach system 又称雷达引导着陆系统。一种由地面雷达提供目标精确位置信息，利用地空通信设备引导飞机进场着陆的导航系统。该系统由进场监视雷达、精密进场雷达及地空通信设备等组成。（撰写：马芳田 审订：陈国华）

dimian shuju huifang yu fenxi xitong

地面数据回放与分析系统 flight data replay and analysis system (FLIDRAS) 又称地面数据处理站。专门用于对获取的飞行数据、音频信息和视频信息进行回放与处理分析，建立飞机数据库，给出专业的各种评估分析报告的一个地面综合信息处理的系统。一般采用通用化计算机平台环境和数据库系统软件，是飞行数据管理系统（FDMS）、飞机状态监控系统（ACMS）、综合数据采集记录系统（IDARS）、健康诊断与使用监控系统（HUMS）几类重要的机载系统所必须配备的地面设备。（撰写：伍奇贤 审订：蒋有达）

dimian xiaoying shiyan

地面效应试验 ground effect test 确定飞行器所受地面影响的风洞试验。在风洞试验中，模拟地面效应主要有两种方法：(1) 使用固定地板是最常用的方法。将一块平板安装在风洞试验段中，使其平面与风洞底板平行。地板的长度应超过模型前后足够远，以免引起局部扰动。地板的支撑应牢固，以防振动。通过调节机构以改变模型与地板之间的距离，以模拟离地高度。地板及其调节机构的阻塞度应尽量小，否则会使地板上下的气流速度分布不均匀。使用固定地板模拟地面效应，由于在风洞中地板处于运动的气流中，其表面存在着边界层，因而不同于真实地面。常采用地板上开槽或开小孔来吸除边界层，但不能完全消除。(2) 采用活动地板，或称移动带来模拟地面效应。移动带为柔性材料，其宽度等于移动带所在位置的风洞宽度。移动带的移动速度应等于来流风速，一般小于 40 m/s 。速度太高容易产生振动。使用移动带的优点在于其表面不产生边界层，能模拟真实地面条件。地面效应试验对垂直/短距起落飞机之类的飞行器尤为重要。（撰写：范洁川 审订：吕志咏）

dimian yousudu tanshe shiyan

地面有速度弹射试验 ground dynamic ejection test 在地面用某种运载工具模拟飞行速度进行的弹射试验。通常分低速（300 km/h 以下）、中速、高速（800 km/h 以上）不同速度段，用以考核弹射救生装置综合性能。用弹射试验假人代替乘员，必要时也可用动物，以至真人。1955 年 9 月在马丁·贝克公司机场上英国人约翰·法菲尔德用 MK-3 型弹射座椅在流星号试验飞机地面滑跑到 222 km/h 时成功地进行了真人弹射试验。运载工具有弹射试验机、火箭滑车、汽车（有的国家把 80 km/h 以下的低速弹射试验放在改装的专用汽车上进行）。火箭滑车试验是地面有速度弹射试验的主要手段，试验规范明确规定了弹射救生装置必须在火箭滑车上进行的试验项目。（撰写：徐正忠 审订：袁修干）

dimian zaihe

地面载荷 ground load 飞机在地面停放、着陆滑行或运动过程中，地面作用于飞机的载荷的统称。主要包括：着陆撞击载荷、地面滑行载荷、地面操作载荷及地面维护载荷。

着陆撞击载荷是飞机着陆时，地面给飞机的反作用力。强度规范中规定了多种典型受载情况及应用的载荷，主要有三点或两点对称着陆，起转和回弹，偏航着陆，单个主轮着陆，超载着陆等。力的方向有向上、前后及侧向，力的大小用起落架载荷系数与飞机作用在轮子上的停机载荷表示。

地面滑行载荷取决于飞机重量、重心、质量分布、滑行速度、起落架特性及跑道不平度，通过动态响应计算确定。

地面操作载荷是指飞机在地面运动过程中，通过操作改变运动状态所施加的载荷，如刹车载荷、转弯侧向载荷、打地转载荷、舰载飞机的拦阻载荷等。

地面维护载荷包括牵引、系留、顶起、起吊等情况。

地面载荷一般可根据强度规范计算或利用实测数据进行统计处理确定。地面载荷是一种随机变量，具有明显的动态特性，是飞机的重要载荷。它是飞机的起落架装置及其在机体上的支持结构进行强度计算及试验的重要依据。（撰写：邵永起 审订：何君毅）

diqin jizu

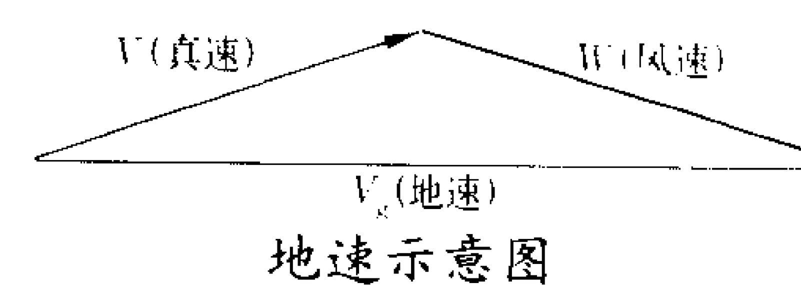
地勤机组 ground crew 固定维护一架飞机的航空机务人员的编组。通常由地勤组长或飞机机械师领导。主要任务是完成所配属飞机的飞行机务准备和日常的维护保养。地勤机组的人数和专业人员的构成，根据飞机的型别和所担负的任务确定。（撰写：胡成立 审订：姬永兴）

diqin renyuan

地勤人员 ground personnel 又称机务人员。直接执行对飞机及其设备维修作业的各类人员。主要包括飞机、发动机、军械、仪表、电气设备和电子设备等各类相应的专业师和专业人员，以及各类修理人员和飞机加改装人员。地勤人员必须经过专业技术理论学习和实际操作训练，熟知所维护设备的性能、构造、工作原理、维护规则、安全规定和操作程序等，经考试合格并取得上岗证（维护执照）后，方可担任本职工作。地勤人员如果中断本职工作三个月以上，或在技术上发生严重差错或失误，必须重新考核，合格后才能恢复正常工作。（撰写：赵万库 审订：李志强）

disu

地速 ground speed 又称对地速度。飞行时，航空器相对于地面坐标系的运动速度，是真速与风速的矢量和。



地速示意图

无风飞行时，地速等于真速；在顺风飞行时，地速大于真速（如图所示）；在逆风飞行时，地

速小于真速。航空器的地速可用地面测量设备（如照相经纬仪、脉冲测量雷达）、起飞着陆航迹测量系统、机载多普勒导航雷达或 GPS 系统等来测得。地速对驾驶员安全起降起着重要的作用。（撰写：邵 箭 修订：李志强 审订：陈增江）

dixiao feixingqi

地效飞行器 ground-effect vehicle, wing in ground effect vehicle (WIG) 利用地面效应提供支承力而飞行的运载工具。地效飞行器装有固定机翼，能贴近地面（或水面）飞行。机翼下表面离地表面很近，形成气流的“堵滞”并使机翼下洗减少，因此使机翼升力增加，诱导阻力减小，大大提高机翼的升阻比，这一现象称为地面效应。地面效应有效区大概在距地高度为机翼弦长的 15% 以内。地效飞行器在贴地飞行时的升阻比比一般飞机大，因而飞行所消耗的推进功率小，能提高载重量或航程。多数地效飞行器是按水面上空飞行条件设计的，具有浮筒或船身。它们的机翼展弦比比较小，故尽量加大弦长以提高地效高度。机翼两端的下方各有一个端板或浮筒，用以减小翼面下方高压空气的外流，有利于提高升阻



中国研制的“天翼一号”地效飞行器

比。水平尾翼的位置比较高，可减少地面效应对稳定的影响。机翼后缘有时还装有襟翼，用以增加动力冲压，帮助起飞。与轮船相比，地效飞行器的载重量较小，但速度快，同时离水面高度比气垫船大，一般可达 1～2 m 左右，大型地效飞行器高度可达数十米。海面越障和抗浪能力比气垫装置好。在军事上可用于登陆运输、反潜、布雷和救援等任务；民用方面可用于海上和内河快速运输、渔情侦察、水上救生等。前苏联在 20 世纪 70 年代建成的“里海怪物”，最大起飞重量约 540 t，最大速度 550 km/h。70 年代以来，我国对地效飞行器也进行了研究。1998 年研制成功的 DXF-100 地效飞行器，可乘坐 15 人，最大时速为 200 km/h，航程 400 km。1999 年 6 月 12 日，被命名为“天翼一号”，正式在太湖投入商业运营。（撰写：罗 明 修订：赵群力 审订：顾诵芬）

dixing cehui leida

地形测绘雷达 ground mapping radar 用于测绘地形、地物的机载雷达。分辨率是它的主要指标。一般非相参的前视雷达和方位 360° 的环视雷达，工作于地形测绘方式时，为提高分辨率可尽量减小波束宽度和脉冲宽度、扩大显示画面量程或显示局部画面。有时为扩大覆盖范围而将针状波束转换为平方余割状的波束，它们一般只能分辨河流、湖泊、桥梁和海岸线等地貌。若要求几米或更高的高分辨率，则应采用全相参的合成孔径雷达，用脉冲压缩技术提高距离分辨率。方位分辨率则取决于合成的天线长度或线阵天线的口径。这些雷达只能观测航向两侧的地形。在前视雷达中采用多普勒波束锐化或合成孔径技术，可以得到前方的高分辨地形，但在航行方向约 ±15° 内为无效区。

（撰写：林宏基 修订：许伟武 审订：包德聪）

dixing cunchu

地形存储 terrain storage 把三维数字地形图上的地形特征参数存储到地形匹配制导系统的计算机中，形成基准数字地图。该地图可用作飞机低空突防系统预置航迹和地形匹配制导。（撰写：王宗学 审订：王占林）

dixing fuzhu daohang

地形辅助导航 terrain aided navigation (TAN) 利用测得的地形参数或特性（如地形高度、地形特征、地表景象等）与预先存储的机载数字式地形数据库的数据相比较，进行飞机定位，并以此修正主导航器误差的一种自备导航方法。主要包括地形参考导航（TRN）、地形特征匹配、景像匹配等。较成熟的是 TRN。其原理为根据主导航器（例如惯导）推算的飞机位置从数字式地形数据库中检索出相应的地形高度、求出飞机的净空高度（利用气压高度表）及局部地面斜率，由相关器与无线电高度表实测的净空高度值相关比较，并结合局部地面斜率特征给出相应的定位误差，供主导航器修正飞机三维定位坐标。此过程反复迭代，直至误差为零。地形辅助导航的优点是定位精度较高（优于100 m）、隐蔽性较好、抗干扰性较好、可昼夜工作。TAN 所需的设备在现代飞机上大部分已装备，如惯导、无线电高度表等，而且可与数字地图系统共享同一个数字式地形数据库。

（撰写：吕宗祺 审订：郝广前）

dixing gensui kongzhi

地形跟随控制 terrain following control 低空突防形式之一。在低空突防时，使飞机保持航向不变，控制飞机与地物保持一定的垂直距离，跟随实际地形的起伏变化而机动飞行。地形跟随控制系统主要由地形跟随雷达、飞行仪表、无线电高度表、地形跟随控制计算机和飞行控制系统组成，在低空侦察、作战的飞机、导弹上得到了广泛的应用。

（撰写：王宗学 审订：王占林）

dixing gensui leida

地形跟随雷达 terrain following radar 根据载机前方不同地形生成相应的俯仰控制指令，使飞机与下方地形保持一定高度飞行的机载雷达。由天线、接收机、发射机、地形跟随计算机、显示器等组成。飞机低空飞行时，天线通常作俯仰扫描。典型的地形跟随计算机根据飞机允许的爬升和下降范围、操纵响应时间、速度、过载极限以及所选间隙高度计算出一条地形跟随的理想轨迹，并与雷达实测的飞机航迹进行比较，将其差值转换为自动驾驶仪的控制信号，操纵飞机不断修正偏差，使之沿一条接近理想的地形跟随的航线飞行。地形跟随雷达通常有自动、手动两种方式。前者直接和自动驾驶仪交联，控制飞机作俯仰机动；后者通过垂直情况显示器，由驾驶员操纵飞机作俯仰机动。要求雷达可靠性高，应设有连续的故障报警能力，并采用余度技术。

（撰写：许伟武 审订：包德聪）

dixing huibi jishu

地形回避技术 terrain avoidance technique 低空突防形式之一。使飞机保持与地物间的相对高度不变，控制飞机作横向机动，绕过地面障碍物，安全穿插飞行的低空突防技术。地形回避技术一般与地形跟随技术配合使用。在现代化高速飞机低空突防系统中，结合已知的突防区地图和预测的敌方

防御设施信息，应用回避技术的优点，可以更好地确定出最佳突防飞行航线，更有效地提高攻击力和生存力。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

dixing huibi leida

地形回避雷达　terrain avoidance radar　探测飞行前方地形，提供飞机水平机动信息使载机绕过障碍物的雷达。由天线、接收机、发射机、地形回避计算机和显示器等组成。飞机低空飞行时，雷达天线通常作方位扫描。地形回避时，由驾驶员观察地形回避雷达显示器，了解飞机前方等高面以上地形情况，操纵飞机回避航线上的障碍。雷达提供的地形回避指令信号也可输给自动驾驶仪，使飞机自动避开障碍物飞行。地形回避雷达要求有高的可靠性，因此备有故障报警系统，并采用余度技术。（撰写：许伟武　审订：包德聪）

dixing pipei

地形匹配　terrain matching　在低空突防飞行过程中，利用机载高精度雷达高度表实测的当前高度与基准数字地图上预置航迹点上相应高度之偏差，形成制导控制指令，通过飞行控制系统控制飞机，使实际飞行航线尽量与存储的预置航线坐标点相近，达到与沿途航线的地形起伏相匹配。地形匹配系统可控制飞机实际飞行航迹与地形保持准确的高度，实施高精度的地形跟随突防和攻击。地形匹配系统与惯性制导、GPS 制导系统相配合，更多地用于弹道导弹和巡航导弹的末制导中。（撰写：王宗学　审订：王占林）

dianhuo bianjie

点火边界　ignition limit　又称点火极限。在一定进口条件下，能点燃的可燃混合气的浓度极限。即在特定的燃烧装置中，一定的点火方法和能量，点燃混合气时，改变混合气的参数（压力、温度、速度和浓度）从能够成功点燃到不能点燃的临界值。通常所说的燃烧室点火极限，就是在一定可燃混合气的温度和压力下，得到的混合气速度与混合气浓度的关系曲线，也即点火的速度极限（图 1）。

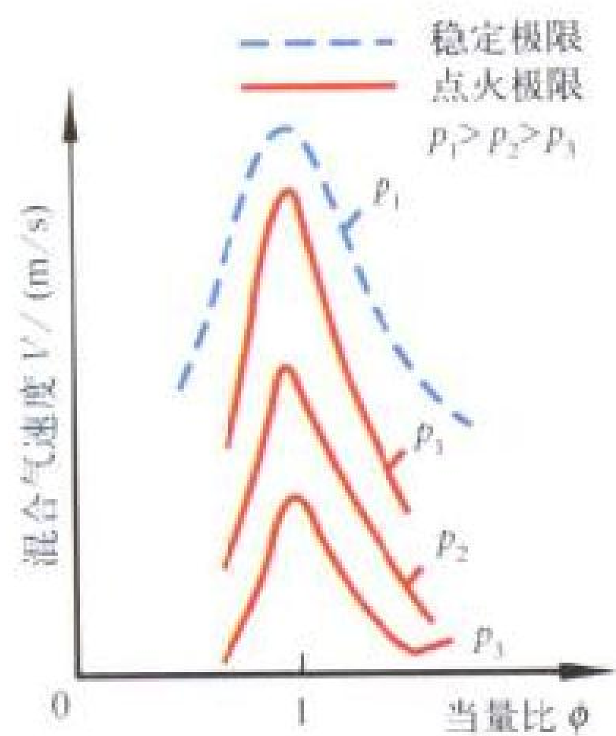


图 1　一定燃烧室进口温度 T 下点火的速度极限

从图上可见，在各个压力下的最大混合气可点燃速度都在当量比为 1 的附近，压力越低，能点燃的当量比范围越小。当压力小于 p_3 时，该点火方法及能量不可能点燃混合气。最大速度值左边曲线为富油点火极限（边界），右边曲线为贫油点火极限（边界）。从图上还可看出，点火极限在稳定燃烧边界之内。与混合气的稳定燃烧相比，混合气的点燃更困难，它要求混合气当量比更加接近于 1，混合气的流速更小。与点火的速度极限相类似，还有点火的温度极限。如果把图 1 中的 p、T、V 取为喷气发动机在风车状态下燃烧室进口气流的压力、温度和速度，并据之求出相应的飞行马赫数和飞行高度，就可得到发动机的点火包线（图 2）。研究点火极限的目的，除了掌握点火规律以改善燃烧室的点火性能外，另外一个主要目的是为设计发动机地面和高空点火重新起动的供油规律提供依据。

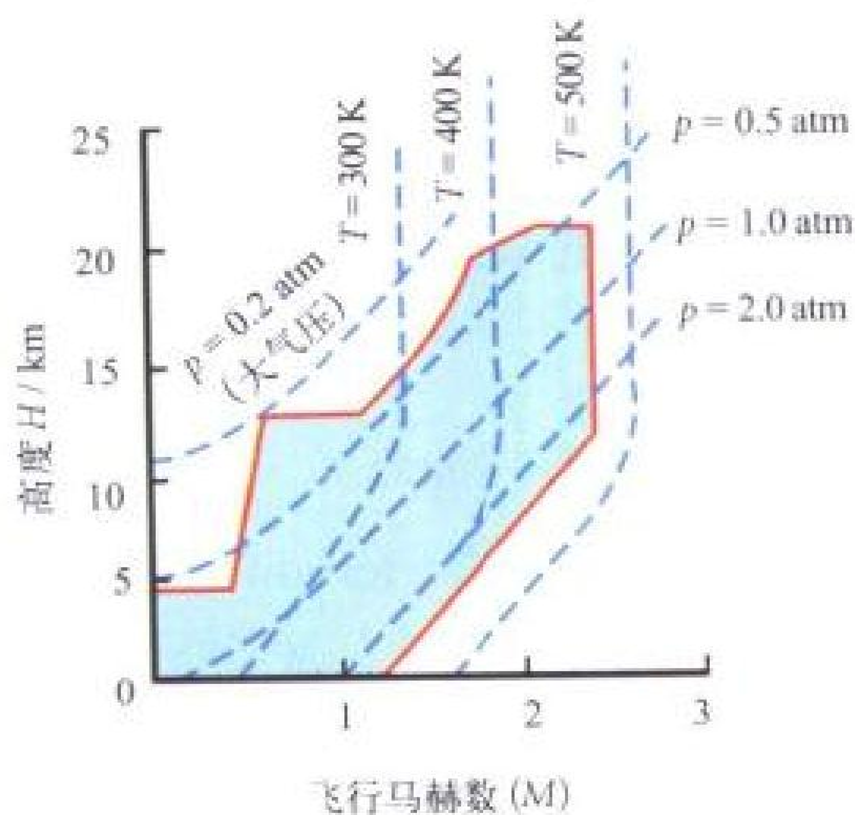


图 2　发动机的点火包线

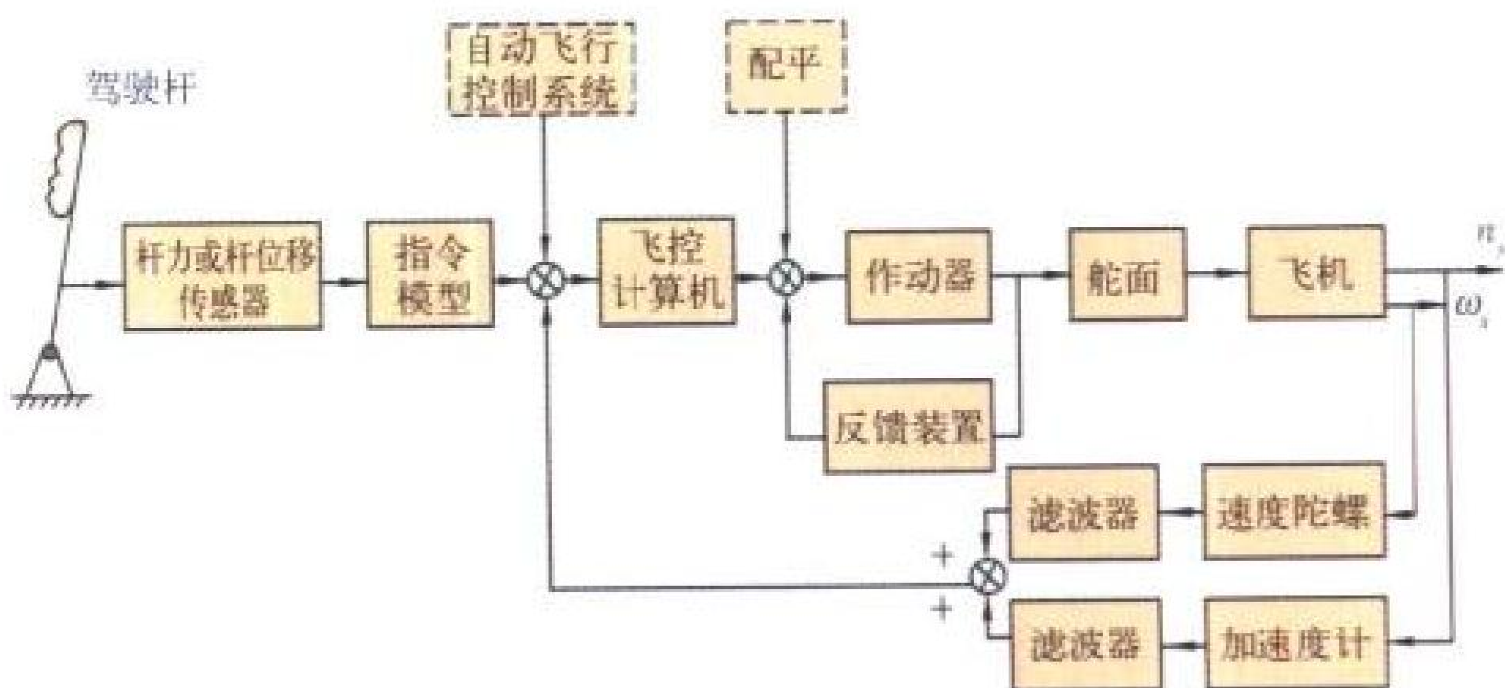
（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

dianhuo gaodu

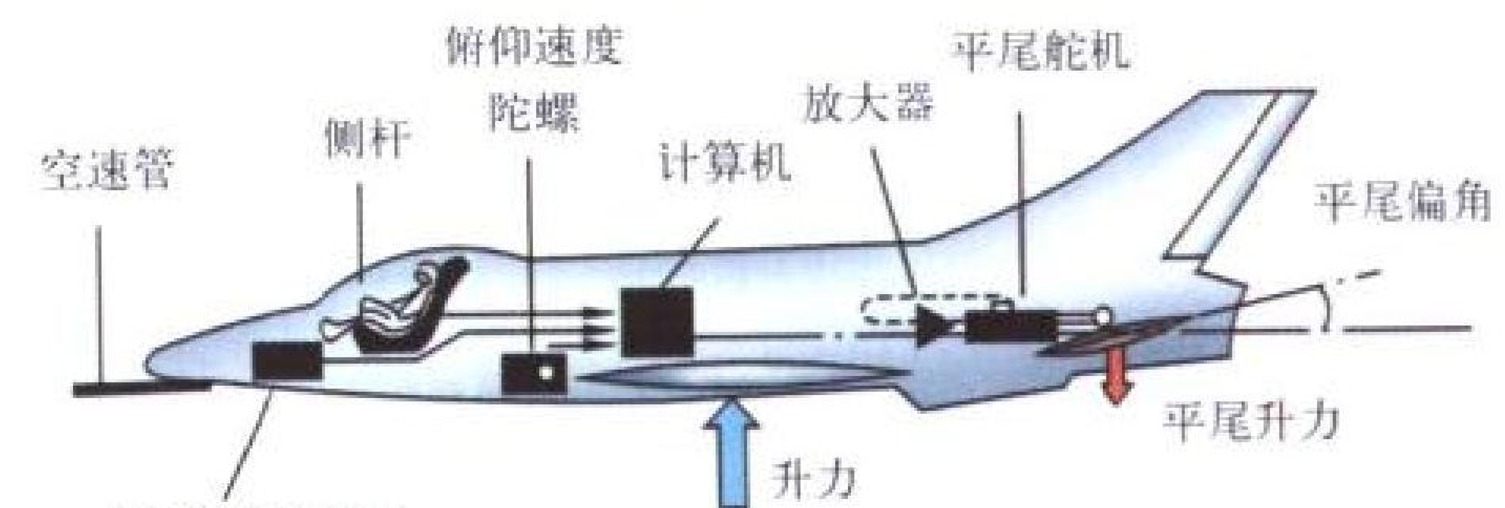
点火高度　ignition altitude, flight relight altitude　在一定飞行马赫数的风车状态下，发动机能够重新点火起动的最大飞行高度。此高度取决于发动机主燃烧室在风车状态下的点火性能。主燃烧室点火性能又取决于通过它的气流温度、压力和流量，以及燃油雾化情况、油气比、火焰筒头部结构、电嘴在头部的位置和点火系统的性能等。气流参数中以压力的影响最大，压力越低，也即飞行高度越高，点火越困难。为了提高点火高度，可采取一些措施，如在电嘴附近补氧、采用遭遇起动都可以大幅度地提高点火高度；还有采用“长明灯”的办法（即在飞行过程中，点火系统始终在工作，电嘴一直在打火花）。缺点是增加重量和系统的复杂性，以及缩短寿命。（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

dianchuan feixing kongzhi xitong

电传飞行控制系统　fly-by-wire control system　取代机械操纵系统的电子飞行控制系统。它实质上是一种全时、全权限控制增稳系统。驾驶员通过操纵装置（侧杆、方向舵、脚蹬）发出电控制指令，由电缆传输到飞控计算机，通过作动器驱动舵面偏转，控制飞机飞行。电传飞行控制系统主要组成为指令装置、传感器（速度陀螺仪、加速度计）、飞控计算机和伺服作动器等（见图）。系统的主要优点是结构简单、体积小、重量轻，便于安装维护，增强飞机的性能和飞行品质，为实现主动控制技术和综合控制技术打下了基础。增强系统的抗干扰能力，提高系统的可靠性，是实现电传飞行控制的关键。采用冗余技术（余度技术）是提高系统可靠性的重要措施。数字式、多余度、全电传、综合化是现代高性能飞



（a）电传飞行控制系统简化原理图



（b）电传系统机上安装示意图

电传飞行控制系统

机广泛采用的电传飞行控制系统模式。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

dianchuan shache xitong

电传刹车系统　brake-by-wire system　用电气式刹车指令传感器代替液压（或气压）刹车控制阀，通过电缆（不是通过液压或气压管道）传递刹车指令的刹车系统。驾驶员蹬刹车脚蹬板（或握刹车手柄），操纵刹车指令传感器给出与操纵力成比例的电信号；经防滑刹车控制盒发出刹车指令，压力控制防滑伺服阀输出刹车压力至机轮刹车装置。电传刹车减少了液压管道，结构简单，布局灵活，安装维修方便，重量轻。

（撰写：胡枫梧　审订：杨燕生）

dianci ganrao

电磁干扰　electromagnetic interference (EMI)　来自外部和/或内部电磁能量的作用而导致电子设备或系统产生工作中断或工作性能降级等不良影响的现象，例如脉冲噪声干扰、随机噪声干扰等。这种电磁能量通过引线（电源线、信号线或控制线）传导方式或空间辐射方式作用于电子设备或系统，即电磁干扰分为传导干扰和辐射干扰。任何电子设备或系统既是电磁干扰的发射体，又是感受体；将其自身的电磁干扰抑制到最低限度，是实现设备间、系统间电磁兼容性的有效方法之一。

（撰写：李　培　审订：龚世明）

dianci jianrongxing

电磁兼容性　electromagnetic compatibility　见电子卷。

dianci maichong zhadan

电磁脉冲炸弹　electromagnetic bomb　见兵器卷电磁脉冲战斗部。

dianci minganxing

电磁敏感性　electromagnetic susceptibility (EMS)　电子设备或系统暴露在电磁干扰环境中所呈现的不希望有的响应程度。电磁干扰环境通过引线（电源线、信号线或控制线）传导方式或空间辐射方式对设备或系统产生影响，即电磁敏感性分为传导敏感性和辐射敏感性。在电磁兼容领域，还用到与之有关的另一术语——“抗扰性”，指电子设备或系统抗电磁干扰的能力。通常用敏感度电平来描述电子设备或系统的电磁敏感性，敏感度电平越低，则表明其电磁敏感性越高，抗扰性越差。为实现设备间、系统间的电磁兼容性，要求电子设备或系统在将其电磁干扰抑制到最低限度的同时，还需提高自身的抗扰性。

（撰写：李　培　审订：龚世明）

dianci xieyafa

电磁泄压阀　electromagnetic dump valve　一种电磁力驱动的两位三通控制阀。同惯性传感器配套使用，是老式气压防滑刹车系统中的执行元件。未接通电源时，进气口同刹车口相通，给定的刹车压力经电磁泄压阀进入机轮刹车装置；当机轮负角加速度达到规定值，惯性传感器内部的微动开关被压下，接通电磁泄压阀的电源，使刹车口与放气口接通，释放刹车装置内的压力。

（撰写：胡枫梧　审订：杨燕生）

diandianhuo xitong

电点火系统　electrical ignition system　以电能作为能源，利用电火花工作点火的点火系统。由点火装置（磁电机、点火线圈或高能点火器等）、接触装置、高压屏蔽导线和电嘴等组成，是在发动机上应用最广的一类点火系统。其类型按电源种类可分为直流点火系统和交流点火系统；按点燃能量可分为低能点火系统（点燃能量在 50 mJ 以下）和高能点火系统（点燃能量在 200 mJ 以上）；按输出电压可分为低压点火系统（最高输出电压在 5000 V 以下）和高压点火系统（最高输出电压在 5000 V 以上）；按储能方式还可分为电感储能点火系统和电容储能点火系统等。

（撰写：蒋志扬　审订：陈　光）

diandong toudanqi

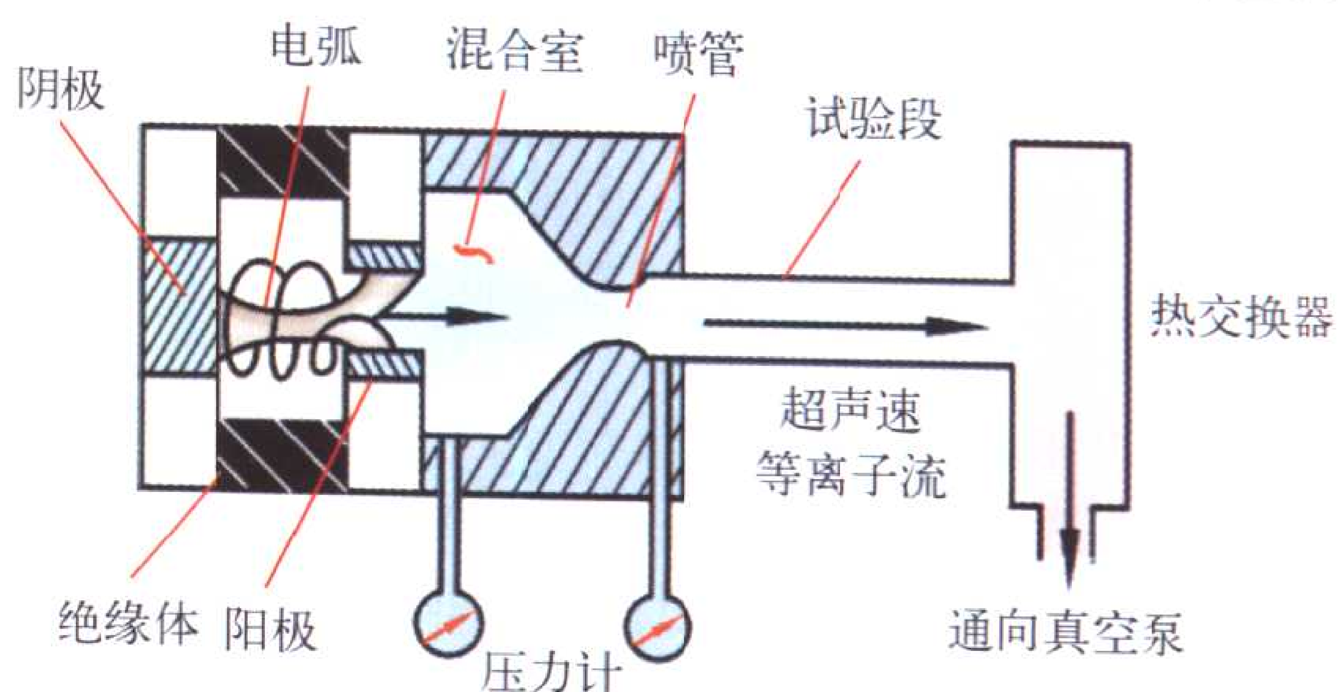
电动投弹器　electric bomb release device　控制炸弹投放方式的电器控制盒，轰炸装置中的一种投弹操纵设备。在座舱投弹选择开关的控制下，它产生一次或多次一定时间间隔的电脉冲信号，输给炸弹架的开锁机构，保证按一定方式（单投、连投或齐连投）和顺序投弹。

按结构原理可分为继电器式投弹器和电子式投弹器两种。前者主要由继电器式脉冲发生器、计算机构和电码机等构成；后者由电子元件构成的脉冲发生器、信号放大器、投弹信号分配线路和稳压线路等组成。按信号输出方式不同还可分为单通道投弹器和多通道投弹器。电动投弹器在现代攻击飞机上已被机载悬挂物管理系统所取代。

（撰写：高振声　审订：王祖典）

dianhu fengdong

电弧风洞　arc tunnel　利用电弧加热试验气体，产生能模拟高超声速飞行时的热环境的设备。它主要用于模拟滞止压力和温度或热流，评定再入飞行器的防热材料和系统的性能，是解决防热设计的最重要的试验设备，也可用于高温气体动力学研究。电弧风洞一般由电弧室、喷管、试验段和真空箱等组成（见图）。试验首先在电弧室和喷管之间建立常温的试



电弧风洞示意图

验气体流动，然后通过电弧室的隔离电极与电弧室本身某些表面之间的气体产生一电弧，使试验气体的温度上升，达到接近真实飞行时的驻点温度，例如 14000 K 。工作时间由几十毫秒到几分钟。电弧室和喷管喉道因严重受热和氧化而受侵蚀是电弧风洞存在的主要问题，为此，用氩气和氮气取代空气作为试验气体。电弧风洞还可以用来进行磁流体力学和离子化学等方面的研究工作。电弧风洞根据不同的试验要求有不同种类，如热射式和等离子体电弧风洞等。电弧风洞于 1951 年首建于西德。近年来，随着宇航技术的发展，各国先后建造了多种形式的电弧风洞，并在不断改进和发展中。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

dianji lengque

电机冷却　cooling of electric machine　利用辐射、对流和传

导等方式散去电机工作时产生的热量。飞机电机的冷却方式可分为自然冷却、自通风冷却、强迫通风冷却和油冷却等。功率较小的飞机电动机多为自然冷却或自通风冷却。有刷飞机直流发电机采用强迫通风冷却，飞机交流发电机采用强迫通风冷却或油冷却。冷却油可提高发电机的转速和运行可靠性。油冷却方式又可分循油冷却和喷油冷却两类。参见循油冷却发电机和喷油冷却发电机。

（撰写：刘迪吉　审订：杨燕生）

dianqidongji

电起动机　electrical starter　起动发动机用的电动机。其轴通过减速器及超越离合器与发动机轴相连接。工作时由起动箱控制，按一定的程序自动地起动发动机。电起动机能实现独立起动。目前所用的电起动机多是直流电动机（有串激式和复激式两种）。也有的采用直流起动—发电机，发动机起动时，作电动机起动发动机，起动完成后自动地转为发电机运行。和专用的电起动机比较，其利用率较高。电起动机由于功重比较低，且受电源的限制，故主要用在中、小型发动机上。

（撰写；李志广　审订：陈　光）

dianqidong xitong

电起动系统　electrical starting system　由电起动装置与控制电路组成以完成发动机起动的系统。航空发动机的电起动系统，按控制电路分为 3 种：(1) 直接起动系统：功率在 1 kW 以下，起动电流为 3～4 倍额定电流的直流起动电动机、可以由接触器直接投入飞机电网。这种系统设备简单，操纵方便，但冲击电流大。(2) 降压起动系统：电枢电路上串联多极起动电阻，以限制起动电流；逐级切除电阻，使起动电流限制在允许值内，各级电阻的开闭由接触器按限流需要完成动作。这种起动系统的优点在于可根据发动机与电动机的性能通过指令实现最佳起动控制；缺点是起动设备较复杂。(3) 起动发电机起动系统：这种系统的电路除应保证完成与发动机的起动配合和限制起动电流外，还应保证在起动后能自动转入发电状态，给机上电网正常供电。

（撰写：蒋宗荣　审订：杨燕生）

dianqi fuzai guanli zhongxin

电气负载管理中心　electrical load management center　电气负载管理和控制的配电中心。机上可设多个电气负载管理中心。每个电气负载管理中心由处理机、存储器、总线接口、A/D 变换器、离散输入/输出装置接口、固态功率控制器接口、电源装置、配电网络和固态功率控制器组成。中央处理机在软件控制下控制固态功率控制器或继电器。A/D 变换器是对输入电气负载管理中心的汇流条、电压进行采样，使中央处理机能控制固态功率控制器或继电器，接通或断开汇流条。电气负载管理中心的功能是：监测其汇流条电压，控制固态功率控制器或继电器，总计固态功率控制器的电流值。

（撰写：颜宪邦　审订：杨燕生）

dianqi fuzai zidong guanli

电气负载自动管理　automatic management of electrical load　为满足飞行要求，对用电设备实行自动或程控管理的功能。电气负载自动管理是先进飞机电气系统中采用计算机控制的一项新技术，有两个基本要求：(1) 为保证供电安全，对负载自动管理的要求有：① 为确保向重要或主要负载供电，根据飞机飞行过程中的用电需要及电源和电网故障情况，确定飞机电网的具体配电管理方案；② 根据确定的配电方案决定每个汇流条及负载的接通和断开方案及其顺序；③ 对电网及汇流条功率控制器发出指令、改变电网供电状况、实现负载管理。(2) 为保证电网性能最佳，对负载自动管理的要求有：① 根据不同飞行阶段的用电负载，为提高电网运行效率，确定发电机及汇流条供电的负载平衡关系；② 由负载及电网动静态品质指标要求出发，确定电网汇流条间通断和切换方案。

（撰写：韩西生　审订：杨燕生）

dianqi xitong jinei zijiance

电气系统机内自检测　electrical system built-in-test　电气系统内部提供的检测和隔离故障的自动测试能力。电气系统机内自检测有 3 种方式：(1) 周期自检测：在电气系统正常运行过程中，定期对系统参数或器件自动进行的测试，用以确定系统运行是否正常，如发现故障则及时告警或显示记录。(2) 启动自检测：在系统运行前或结束后由人工手动操作进行。电气系统的某些部件如保护设备在电网正常运行过程中不允许动作，否则将造成断电，对飞机产生致命的危险，对这类设备只有启动自检测才能判断其动作是否可靠。加电时进行的通电自检测也是启动自检测的一种形式。(3) 维修自检测：以地面维修为目的而进行的自检测。检测时飞机停止飞行，故可占用全部飞机上显示及处理装置，还可再现在周期自检测过程中记录的数据，便于对故障设备进行仔细的测试。维修自检测过程中还可以与地面计算机联网、利用地面检测设备对电气系统或部件进行诊断或预测。这项检测技术是维修的有效手段。

（撰写：韩西生　审订：杨燕生）

dianshache xitong

电刹车系统　electric brake system　刹车系统所属附件全是电器附件，驱动全为电力，刹车介质既不用液压油，也不用气体，用导线代替液压管道和气压管道，全部是电讯号来控制刹车的刹车系统。

（撰写：张燮年　审订：杨燕生）

dianshi daoyintou

电视导引头　television homing head　利用安装在导弹上的电视摄像机作为探测目标的传感器，测出目标在空间的角坐标，并对目标锁定和跟踪，进而控制导弹飞行、攻击目标的一种导引装置。电视导引头一般由陀螺稳定的摄像机、图像信息处理装置和伺服跟踪部件等组成。电视摄像机包括光学系统和摄像器件，它将景物的可见光图像转换成按一定时序读出的视频信号。信息处理装置对摄像机输出的视频信号进行放大处理，按目标信号特征识别目标，并按一定的算法（如质心算法、相关算法等）提取目标角偏差信息。伺服跟踪装置驱动摄像机光轴跟踪目标。跟踪驱动信号还同时输至导弹自动驾驶仪，使导弹按一定的导引规律飞向目标。

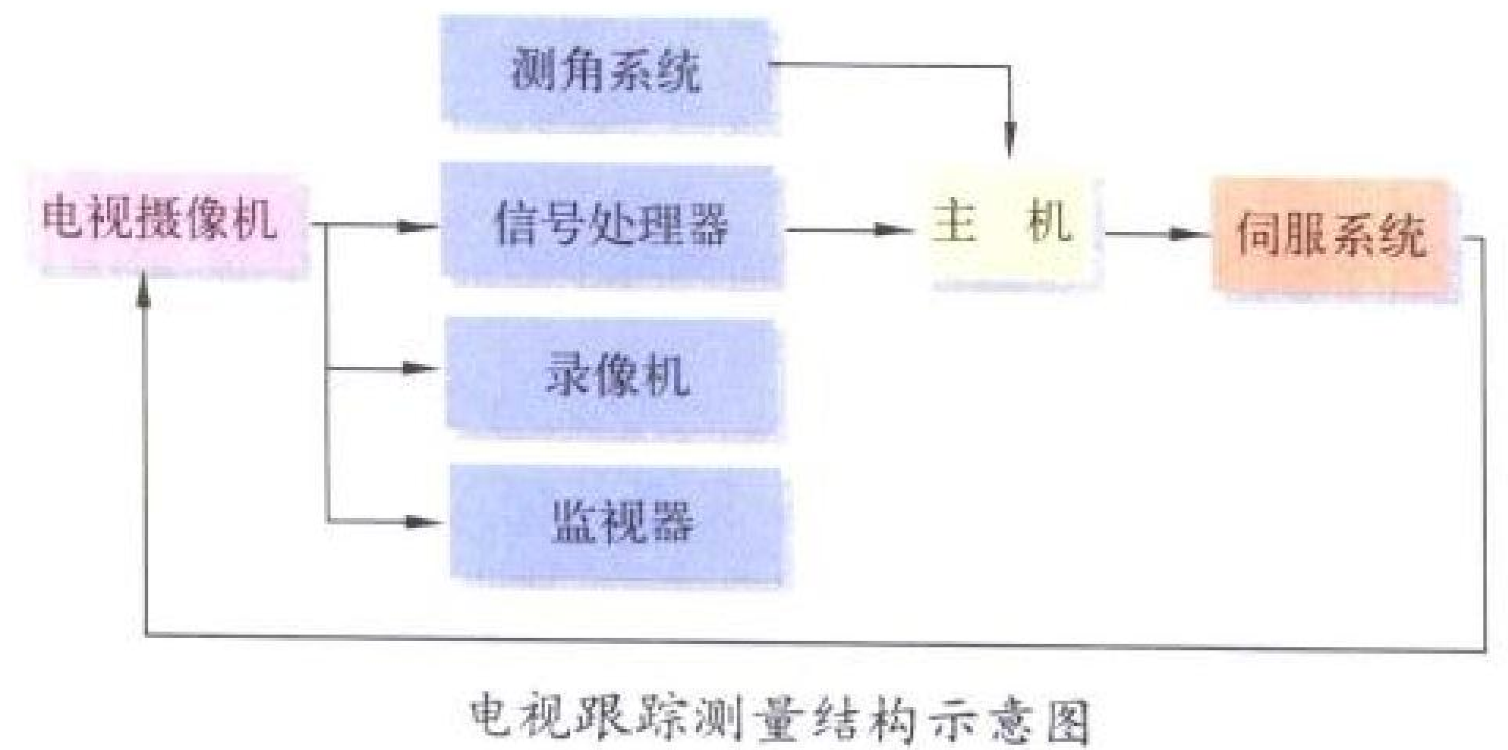
早期的电视制导技术用于无线电指令导引系统，缺点是整个系统的重量体积较大，易受干扰。随后出现电视自动寻的制导系统，主要特点是图像信息处理和制导指令形成是在弹上实现的，导弹发射后和发射平台即不再联系，平台的机动不受影响。电视自动寻的导引头的摄像器件已用硅 CCD 固态器件取代原来的摄像管，使图像的灵敏度和清晰度大为提高；图像信息处理装置由原来的适用于简单目标的波门跟踪，变为能处理复杂目标和背景的相关跟踪；由操作员参与目标识别的发射前锁定，向发射后锁定的自动目标识别的方

向发展。电视导引头的导引精度高，为自动工作方式，不易受无线电波干扰，成本较低。缺点是不能全天候工作，只能在白天使用，作用距离受气候条件的影响很大。电视导引头目前主要应用于空地导弹、反舰导弹和制导炸弹。

（撰写：张宗鉴 审订：郑志伟）

dianshi genzong celiang

电视跟踪测量 television tracking and measurement 利用电视对空间运动物体进行跟踪并确定其空间位置的一种测量方法。是对动目标或静目标进行测量的方式之一。电视跟踪系统由电视摄像机、信号处理器、测角系统、伺服系统、主机和监视器等组成。结构示意图如图所示。



电视跟踪测量结构示意图

电视跟踪与测量的工作原理是，从视频信号中检测出目标位置的信息，并把所检测出的位置信息通过适当处理去驱动伺服系统，来完成空间视场位置的变换，从而实现对目标的自动跟踪。被跟踪目标的信息通过空间传输作用在电视摄像系统上，通过设置切割电平等有效的提取手段，抑制掉噪声，把目标的特征信息提取出来，同时标定该视频信号与水平和垂直同步信号的时间关系，确定目标在视场中的位置，实时输出目标脱靶量。伺服系统依据目标脱靶量控制光轴运动，使被跟踪目标锁定在视场中心。电视测量与跟踪的优点是操作简单、使用方便、能实时多路地由图像监视器显示目标图像，由磁带、光盘等介质实时记录视频、数据信息，进行事后分析、测量处理。现代高速图像处理器的使用大大提高了图像信息处理速度，能够同时测量视场内多个运动物体，可远距离跟踪和测量空间运动物体，给出目标脱靶量和运动轨迹，精度高，实时性强。电视跟踪与雷达跟踪相比，受地物影响小，不发射电磁波，不易被敌人发现，直接看到目标图像，可用于导弹发射阶段的跟踪；与红外跟踪相比，可在亮背景下跟踪冷目标，常用于靶场、航空技术、试飞技术中对空间运动目标的跟踪测量。缺点是受气象条件影响较大。

（撰写：吴 铮 审订：张克荣）

dianshi zhidao

电视制导 television guidance 见航天卷。

dianshi zhidao zhadan

电视制导炸弹 television guided bomb 见兵器卷图像制导炸弹。

dianya zhubo xishu

电压驻波系数 voltage standing wave ratio (VSWR) 又称电压驻波比。传输线上入射波和反射波叠加后形成的电压最大值 V_{max} 和电压最小值 V_{min} 之比，以 VSWR 表示。电压驻波系数 $VSWR = V_{max}/V_{min}$ 表征传输系统的匹配程度。它是大于或等于 1 的实数。等于 1 或无穷大的极端情况，分别对应无反射传输或全反射传输状态。传输效率和功率容量都与 VSWR 有关，在传输系统中，一般要求 VSWR 尽量接近于 1，以提高传输效率和功率容量。

（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

dianye sifufa

电液伺服阀 electro-hydraulic servo valve 电气信号与液压能的转换器。将输入的小功率电信号转变为阀的运动，而阀的运动又去控制液压能源流向液压执行机构的流量与压

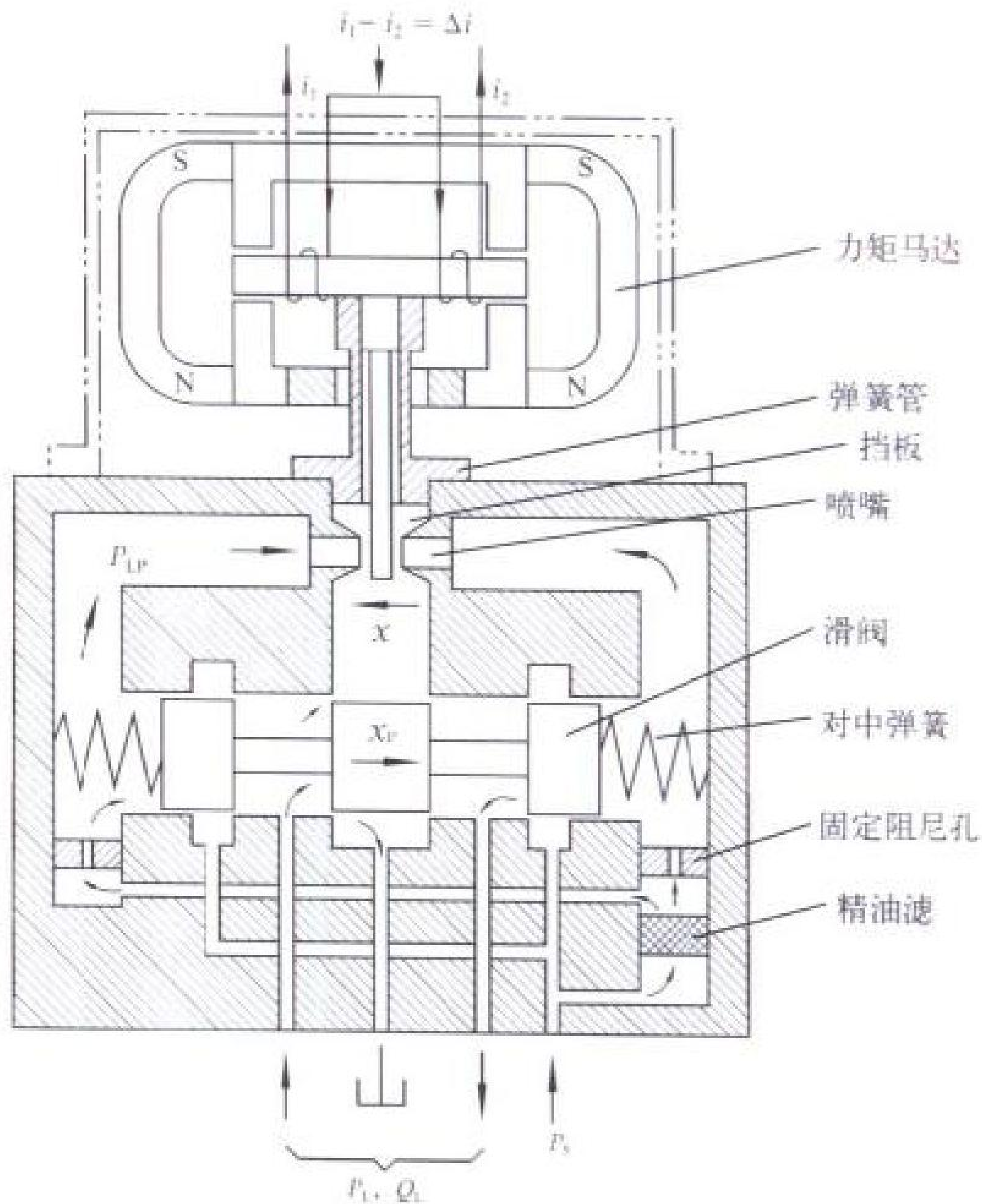


图 1 弹簧对中式反馈两级伺服阀

力，实现电、液信号的转换和放大，以及对液压执行机构的控制。其控制精度高，灵敏，动态性能好，响应快。其频带已可达 400～500 Hz，在液压控制系统中得到广泛应用，是

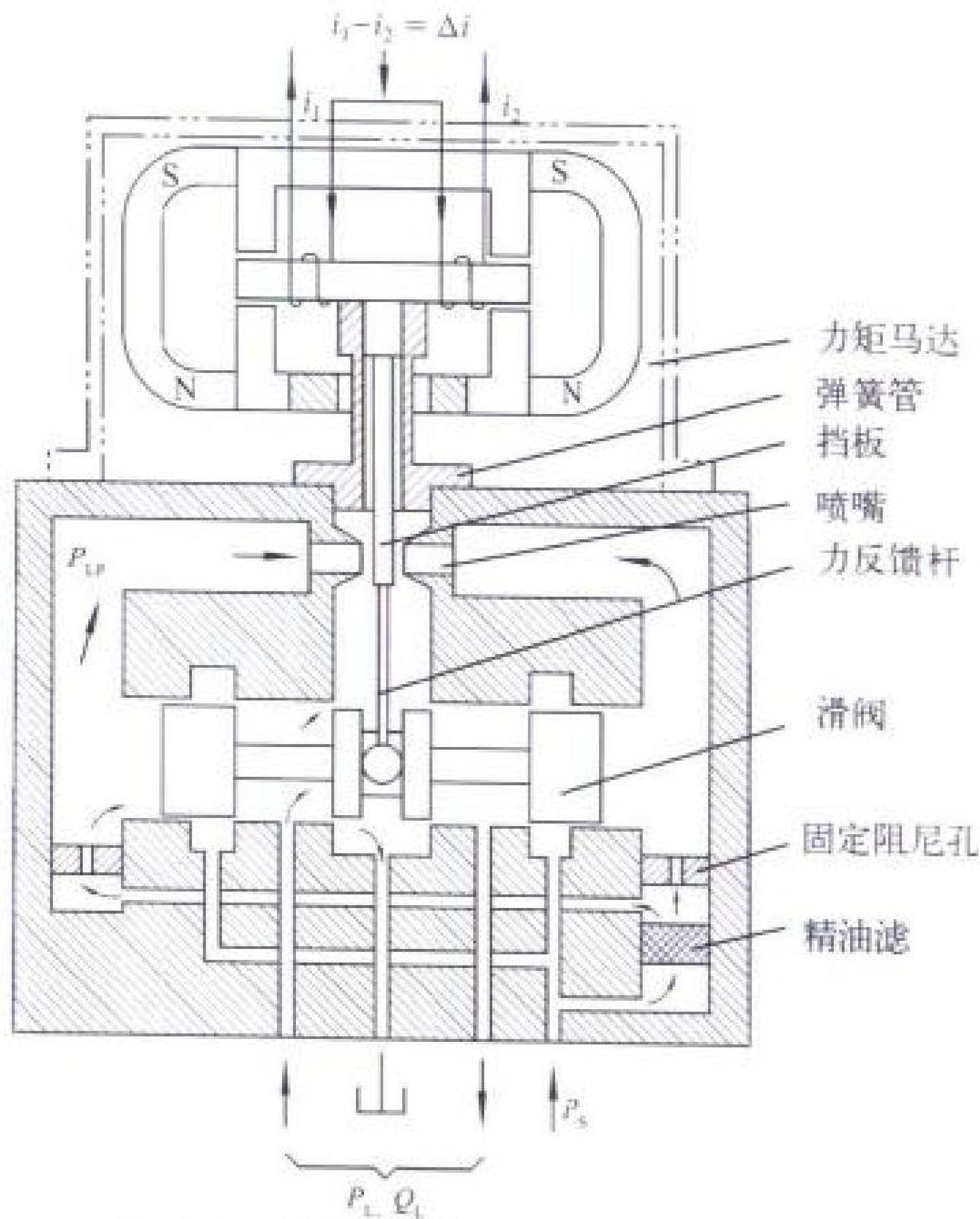


图 2 机械力反馈两级伺服阀

系统的核心部分。但其造价高，对油液的清洁度要求严。随着电液伺服阀的发展，出现多种产品结构形式，可按不同的

分类方法进行分类：(1) 按液压放大器的级数分类有：单级、两级、三级。(2) 按第一级液压放大器的结构分类有：滑阀、单喷嘴挡板阀、双喷嘴挡板阀、射流管阀，射流元件。(3) 按反馈的形式分类有：滑阀位置反馈（包括机械位置反馈、机械力反馈、电气反馈、直接反馈、位置比例式或弹簧对中式反馈）；负载压力反馈（包括静压反馈、动压反馈）；负载流量反馈。(4) 按力矩马达是否浸泡在油中分类有：干式、湿式。常用的伺服阀有：(1) 电气反馈式伺服阀；(2) 弹簧对中式反馈两级伺服阀；(3) 机械力反馈两级伺服阀；(4) 直接反馈两级伺服阀；(5) 机械反馈两级伺服阀；(6) 负载流量反馈两级伺服阀；(7) 负载压力反馈两级伺服阀；(8) 动压反馈两级伺服阀。其中弹簧对中式反馈伺服阀（图 1），过去用的较多，现在基本上被机械力反馈式伺服阀（图 2）所代替。

（撰写：王占林　审订：杨燕生）

dianyuan xitong guzhang zhenduan

电源系统故障诊断　fault diagnosis of electrical power generating system　对飞机电源系统的故障进行检测、隔离（或称定位）和辨识的技术。它是改善电源系统使用性和维修性的重要措施。现代飞机电源系统十分复杂，靠人工检查故障很不方便，一般由电源本身的自检测系统或专门的外接自动测试装置来完成。机上自检测系统将被测对象的故障分解到外场可更换单元（LRU），机内自检测装置则可将故障分解到车间可更换单元（SRU）。故障检测装置应具有高的故障检测率、故障隔离率和故障分辨力，以及低的虚警率和诊断时间。现代飞机电源系统的故障诊断设计是系统设计的一个不可缺少的部分，检测点和传感器的设置及主动与被动测试电路的安排等都必须在电源设计阶段完成。

（撰写：严仰光　审订：杨燕生）

dianyuan xitong jisuanji kongzhi

电源系统计算机控制　computer control of electrical power system　以计算机为核心对飞机电源系统进行监测控制的技术。其主要任务是对电源进行调节控制，以保证供电质量；进行自检测、故障记忆和告警；对电源负荷和运行进行调度，以实现各电源合理承担负载及保证重要用电设备的应急供电等。（撰写：胡克江　审订：杨燕生）

dianyuanzhan

电源站　power supply station　机场内提供飞机地面起动和通电检查所需电源的机构。通常装备有电源车、电瓶起动车等。电源车提供飞机地面起动和通电检查用电源，有直流电源车和交、直流电源车。前者主要为采用主直流电源的战斗机、强击机、轰炸机和小型运输机提供地面电源；后者主要为采用主交流电源的大型运输机、新一代战斗机、强击机、歼击轰炸机等提供地面电源。（撰写：王立群　审订：姬永兴）

dianzi duikang

电子对抗　electronic countermeasures　见电子卷。

dianzi fanghu

电子防护　electronic protection (EP)　见电子卷。

dianzi feixing yibiao xitong

电子飞行仪表系统　electronic flight instrument system (EFIS)　提供飞行和导航数据、飞机系统运行及控制信息的仪表系统。系统由主飞行显示器和导航显示器、显示计算机和系统控制板所组成。主飞行显示器显示飞行姿态、航向、各种速度、高度、全向信标/航向偏差、襟翼位置、仪表着陆系统、距离、指点信标、飞行方式通告和飞行管理系统信息。导航显示器显示航向、航迹、航线、航道偏差、全向信标、距离、垂直偏差、自动定向仪方位角、风向、风速、地速、真空速、导航传感器、气象雷达、预定截获高度、航距侧向偏差、地图数据和飞行管理系统信息。电子飞行仪表系统控制板用于选择显示方式和内容。显示器的尺寸主要依据机型要求确定。在 6 in × 8 in 或 8 in × 10 in 的显示器上，通常将主飞行显示和导航显示进行组合，并互为余度。

（撰写：顾世敏　审订：陆润生）

dianzi ganrao diaocang

电子干扰吊舱　electronic jamming pod　见电子卷。

dianzi gongji

电子攻击　electronic attack　见电子卷。

dianzi yeya jixie hunheshi kongzhi xitong

电子—液压机械混合式控制系统　mixed electronic and hydro-mechanical control system　在发动机的控制中信息的采集处理、调节规律的形成和控制作用的完成由电子元件和液压机械元件共同实现的自动控制系统。一般有两种工作方式：一种是由液压机械式控制器完成基本控制功能，而由电子式监控器进行对发动机工作状态的监测、保护或精调；另一种是部分控制功能由液压机械式控制器完成，另外部分控制功能由电子式控制器完成。

混合式控制系统兼有液压机械式控制系统可靠性高、设计成熟和电子式控制系统运算能力强、控制精度高等优点，20 世纪 60 年代以来逐步应用到发动机控制中。随着电子技术的迅速发展，以微处理机为基础的数字控制技术逐渐成熟，电子—液压机械混合式控制系统又发展成为全权数字电子控制系统。（撰写：孟庆明　审订：陈大光）

dianzizhan feiji

电子战飞机　electronic warfare aircraft　用于破坏、削弱敌方军用电子系统能力的军用飞机。实施电子战的手段包括软杀伤和硬杀伤两种。软杀伤主要依靠电子干扰手段使敌方的电子设备暂时失效，硬杀伤则采用反辐射导弹或电磁脉冲武



美国的 EA-6B 电子战飞机

器使敌方的电子设备遭到永久的破坏。越南战争期间，美国研制了专门用于摧毁地面雷达的“百舌鸟”反辐射导弹，并装备在 F-4、A-6 等飞机上，从而形成了对敌方雷达实施硬杀伤的能力。目前，美、英等国在研究电磁脉冲武器方面已经取得重大进展，通过电磁脉冲武器可以对敌方更大范围内

的各种电子设备造成硬杀伤。电子战飞机都装有宽频谱大功率的干扰发射机，发射电波压制敌雷达和通信等电子系统。

大多数电子战飞机是由战斗机或强击机改装而成，如美国的 EF-111、EA-6B（见图）；也有一些执行远距干扰任务的飞机是用运输机改装而成的，如美国的 EC-130。此外，有不少预警机也可用作电子战飞机，承担电子战的任务。

（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

dianzizhan zhiyuan

电子战支援　electronic warfare support　见电子卷。

dianzi zhiyin dipingyi

电子指引地平仪　electronic attitude director indicator（EADI）　将飞机姿态、航向、高度、速度、空速趋势、多源垂直及横向偏离信息等飞行导航、着陆进场参数和指令信息通过阴极射线管（CRT）变成字符和图像显示的电子显示仪表。EADI 是传统的指引地平仪（ADI）的电子发展型仪表，目前很多显示部件已使用平板显示器代替 CRT 显示器，如彩色液晶显示器。所使用的显示画面尽量依照传统



EADI 外观

ADI。需要显示的信息经处理器处理后输入符号发生器，以字符和图像形式显示。在现代化民用飞机上，EADI 构成主飞行显示器（PFD）的组成部分，而主飞行显示器又是电子飞行仪表系统（EFIS）的重要组成部分。

（撰写：佚　名　修订：吕宗祺　审订：顾世敏）

dianzui

电嘴　igniter　装于发动机燃烧室（或汽缸）内的放电装置。它用于点燃燃料空气混合气，系发动机电点火中的重要元件之一。按工作原理与结构的不同，可分为：⑴ 火花电嘴（高压空气间隙电嘴）；⑵ 电蚀电嘴（低压附银粒的表面间隙电嘴）；⑶ 沿面电嘴（高压表面间隙电嘴）；⑷ 半导体电嘴（低压分路表面间隙电嘴）；⑸ 火炬电嘴（燃油喷嘴与火花电嘴的组合）。通常由带中心电极的绝缘体组件、带侧电极的壳体组件及屏蔽管三部分组成。　（撰写：蒋志扬　审订：陈　光）

diaofang shengna

吊放声呐　dipping sonar　用电缆将探头垂直吊入水中对潜艇进行探测的一种声呐装置。它由发射和接收声信号的换能器或探头、收放探头的绞车、缆高缆位装置和声信号处理系统等组成。吊放声呐有被动探测和主动探测两种工作方式。被动探测方式利用水下换能器阵列的方向性听测潜艇辐射噪声测定潜艇方位；主动探测方式利用发射脉冲和接收回波的相对时延，测定潜艇距离，并通过声信号处理，估算其径向速度。吊放声呐一般用于反潜直升机，在离海面 15 m 左右高度上悬停使用。有时也用于水上飞机，在漂浮状态下工作。探头入水深度为 50 m 至 600 m。为了保证对潜艇运动诸元的测量精度，绞车上缆高缆位装置与直升机自动驾驶仪交联，保持缆绳在预定高度上，并使探头在海水中垂直向下。吊放声呐可用于巡逻反潜和应召反潜，尤其适合于后者。反潜直升机可迅速飞至潜艇所在海区进行探测，具有反应速度快、反潜效能高等优点，是现代舰载和岸基反潜直升机广泛使用的探潜手段。吊放声呐在直升机上应用的缺点是直升机发动机和旋翼噪声会传入水中，因而浅水探测时噪声干扰比较大。　（撰写：谢文涛　审订：李敬贤）

diaoji feixing

调机飞行　ferrying flight　又称转场飞行。遵照上级机关的指示，飞机从一个机场调往另一个机场去执行任务的飞行。这是为完成运输或其他特殊任务的需要而采取的一种措施。

（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

diejia yuanli

叠加原理　superposition principle　对线性问题，基本解的叠加可构成新的解，只要流动主管方程和边界条件皆为线性的，就可应用叠加原理。叠加原理在空气动力学中应用很广，例如：描述理想流体无旋不可压缩流的位流方程（拉普拉斯方程）为线性的，可以用代表直匀流、源、汇、偶极子、旋涡等的基本流动叠加构造绕物体的流动；叠加原理又是空气动力数值计算中的涡格法、板块法等的理论基础；亚声速与超声速线化位流理论中，薄翼绕流可分解为厚度问题与弯度问题等，都是叠加原理的应用实例。

（撰写：黄明恪　审订：张仲寅）

dingchangliu

定常流　steady flow　在流场中任一固定点的所有流动参数（如速度 V、压力 p、密度 ρ 等）都不随时间变化的流动。在定常流情况下，它们对时间 t 的所有偏导数都等于零

$$\partial V/\partial t = 0,\ \partial p/\partial t = 0,\ \partial \rho/\partial t = 0,\ \cdots$$

在大多数工程问题中，可以把流动看成是定常的。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

dingjian changfang

定检厂房　periodical inspection hanger　飞机或直升机定期



飞机定检厂房

检修用的机库与工作房的合称。有的定检厂房的机库与工作房是一个整体结构，有的在结构上是分离的。机库前设有停机坪，并有拖机道与跑道相通。定检厂房通常设机库（飞机修理间）、无线电间、雷达间、仪表间、电气间、氧气间、瞄准具间、附件间、液压助力器间、电动油泵间、喷嘴间、机械加工间和其他辅助间等，有的还有电镀间。机库能容纳2～4架战斗机。各工作间要清洁、防尘、防潮；电动油泵间、喷嘴间、油料间和电镀间有机械排风装置；电镀间的地面与墙裙耐酸。有的工作间还有特殊要求，如雷达间的某型雷达试验台天线前方夹角不小于30°，在1500 m距离的扇形范围内要求平坦开阔，不能有高于1.5 m的障碍物。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

dingjian shebei

定检设备　equipment for periodic inspection　航空装备进行定期检修所需的各项设备的统称。用于定期进行预防性维修和排除较小的故障，以保持和恢复航空装备的战术技术性能，保证其正常使用。主要包括：工具、用具；梯子、梯架；飞机部件、发动机和机载设备的拆卸托架和拆装辅助设备；工具箱（柜）和工作台；牵引杆和牵引架；千斤顶和举重设备；装运小车和货物装卸运输设备；测试设备和试验台；修理工艺设备等。　（撰写：侯志刚　审订：王立群）

dingju luoxuanjiang

定距螺旋桨　fixed pitch propeller　使用过程中桨叶安装角（或桨距）固定的螺旋桨。定距螺旋桨结构简单，重量轻，成本低，维修简单，在小功率的轻型和超轻型飞机上广泛应用。它的主要缺点是不能在各种工作状态下保持最佳性能。

（撰写：陈大光　审订：陈　光）

dingqi jianxiu

定期检修　periodic maintenance　按照规定的间隔期对航空装备进行的预防性维修工作的组合。其目的是保持和恢复飞机的战术技术性能。其内容包括润滑/保养、功能检测、使用检查、目视检查、定时拆修、定时报废等预防性维修工作类型，以及对所发现故障的排除。间隔期以飞行小时、日历时间和/或起落次数表示。定期检修按其工作内容的多少分为间隔期不同的等级或大小，以不同的字符或寿命单位标志。如按工作量从少到多、间隔期由短到长依次称作A检、B检、C检与D检，或者100小时定检、200小时定检、400小时定检等。各级定期检修的间隔期一般是参照飞机总寿命作的分段，归并本级定期检修内各项预防性维修工作的间隔期而成。通常上一级（大的）定期检修的间隔期定为下一级的倍数，以便于管理。在飞机的总寿命内，定期检修分为哪几个等级及其间隔期的长短，由飞机的预防性维修大纲或飞机维护规程规定。按照以可靠性为中心的维修理论，飞机的大修不应是彻底的翻修，而应是最高等级的定期检修。

（撰写：耿荣生　审订：王立群）

dingshi baofei

定时报废　hard time discard　按规定的期限报废航空产品。这是一种预防性维修工作类型，其目的是为了避免产品发生功能故障。这种工作类型不考虑产品的实际技术状况而按规定的寿命报废，便于飞机的计划使用与维修，但不能充分利用产品的可用寿命。它适用于故障率会随使用时间的增加而增高并且其他维修工作类型又不适用的重要功能产品。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

dingshi huifu

定时恢复　hard time restoration　又称定时拆修。按规定的期限把飞机部件恢复到规定的状况。这是一种预防性维修工作类型，其工作形式是定时分解检修，工作内容可从部件清洗到部件翻修，目的是为了避免发生功能故障。这种工作类型不考虑部件的实际技术状况而定时拆修，便于飞机的计划使用与维修，但不能充分利用部件的可用寿命。它适用于故障率会随着使用时间的增加而增高并且其他维修工作类型又不适用的重要功能部件。　（撰写：王立群　审订：姬永兴）

dingwei baogao xitong

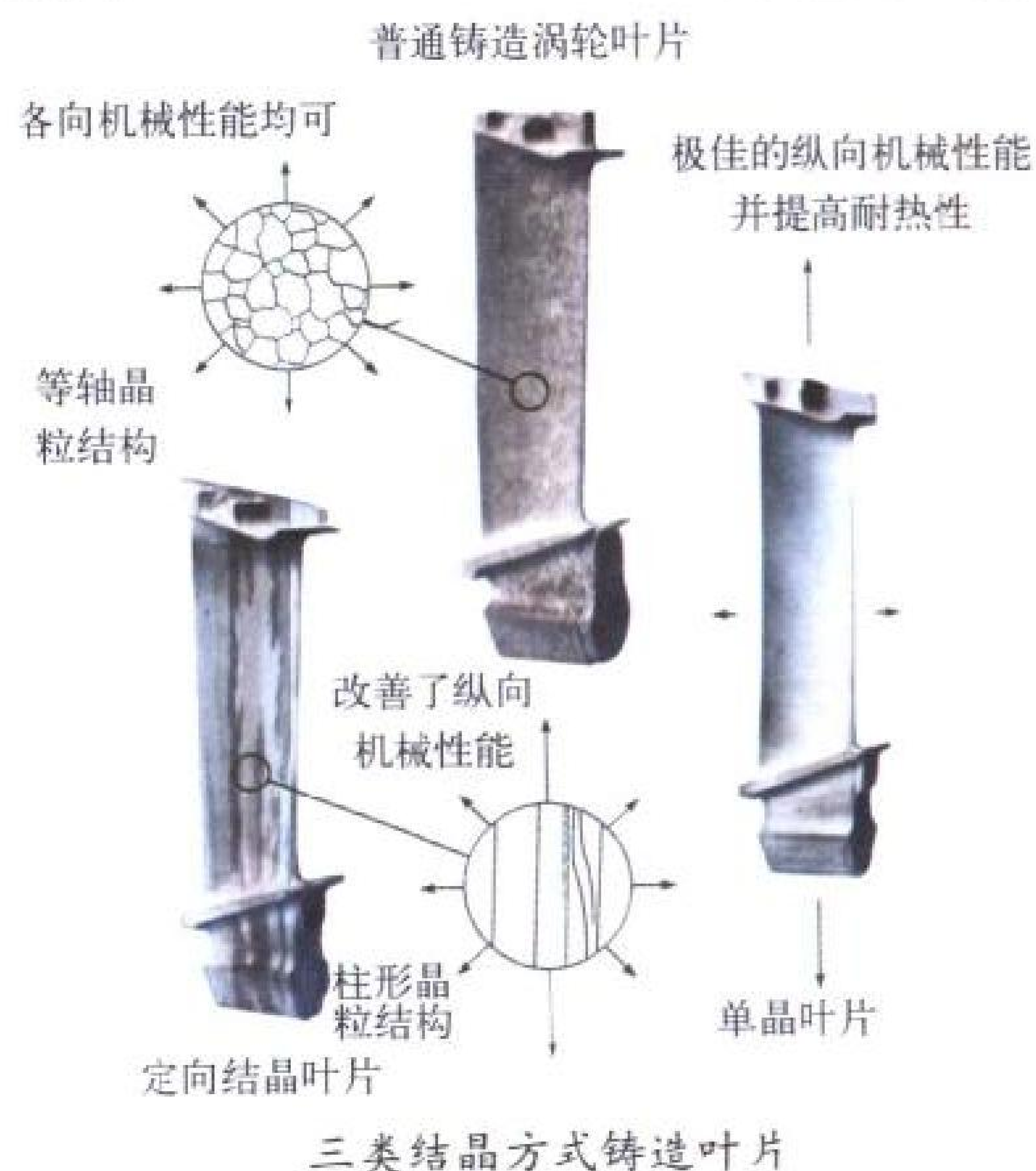
定位报告系统　position location reporting system (PLRS)　见电子卷。

dingxiang hongwai duikang

定向红外对抗　directed infrared countermeasures　将高强度红外能量集中到狭窄的光束中，使光束对准敌方的红外制导系统或红外探测系统，并用调制波束破坏或扰乱其正常工作能力的一种对抗措施。定向红外对抗采用调制脉冲光束，调制的方式能引起敌方红外系统紊乱而无法正常工作。红外光源可采用非相干的常规红外光源，也可以采用红外相干光源——激光。激光能在光束中聚集更大的能量。定向红外对抗系统要与导弹逼近告警系统结合使用，当导弹逼近告警系统探测到导弹威胁时，高能量红外波束就立刻瞄准它，以迷惑、扰乱或破坏红外制导系统正常工作。定向红外对抗能为平台自卫提供对红外制导威胁的快速、准确的探测、跟踪及干扰功能。其干扰信号方向性较好，跟踪精度高，能够到达干扰目标的能量较大，即使模式不匹配，也能起到很好的干扰效果。定向红外对抗除了能对抗新型红外制导导弹外，还不易被敌方探测到。其技术是各国军方极为重视的热点。（撰写：王　燕　审订：胡民才）

dingxiang jiejing yepian

定向结晶叶片　directional crystallization blade　又称定向凝固叶片（directional solidification blade）。金属的所有晶界



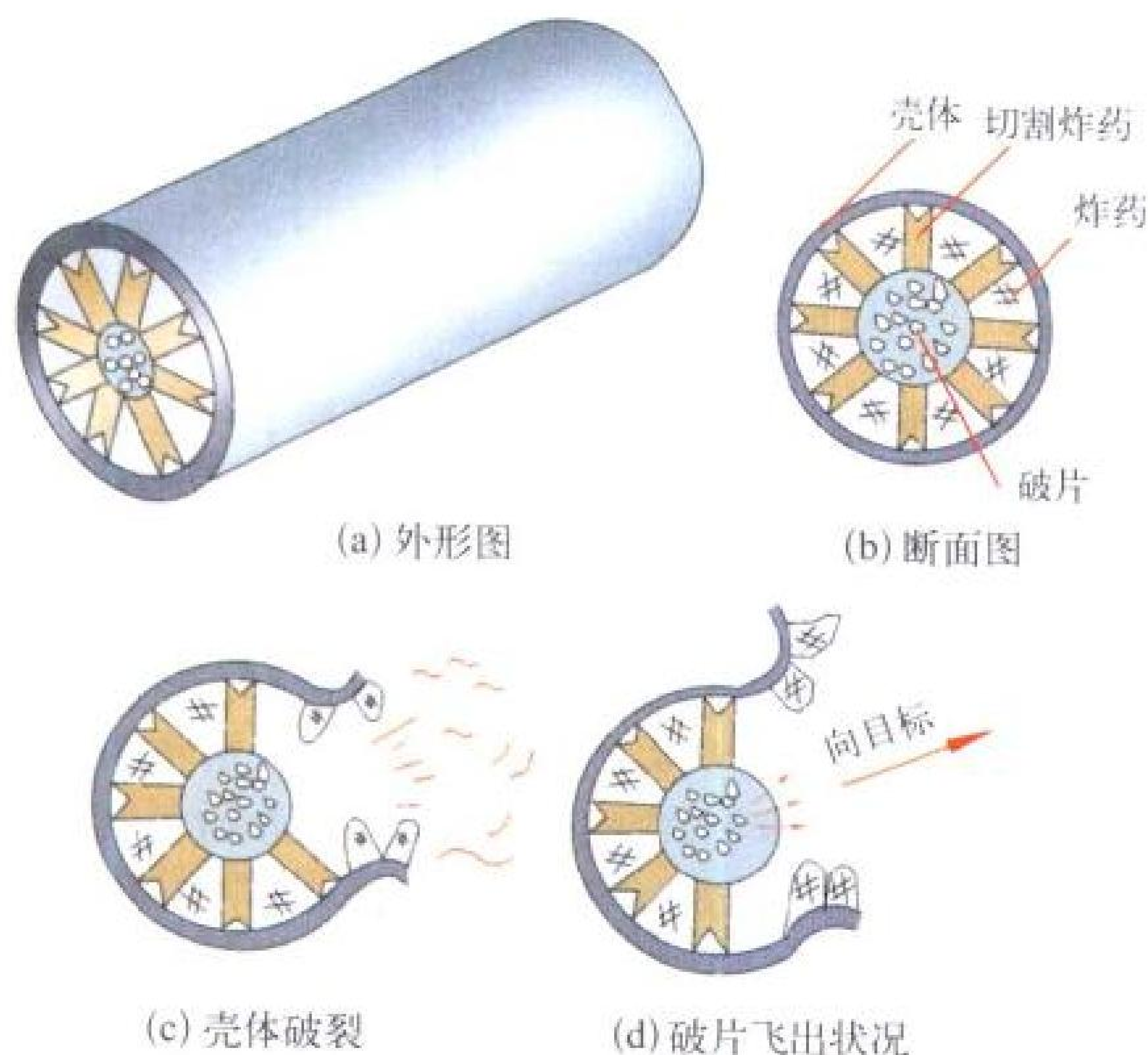
三类结晶方式铸造叶片

方向均与叶高方向相同，没有横向晶界的叶片。由于叶片的受力方向与晶粒方向一致，没有横向晶界，因而就提高了叶片强度。此外，与普通铸造叶片相比，其沿叶高方向的弹性模量低(约可降低 30%)，因而可改善蠕变性能，提高韧性和抗热疲劳能力。叶片金属横向机械性能与普通铸造叶片无异。早在 20 世纪 70 年代定向结晶叶片就开始在航空发动机涡轮叶片上应用。此种叶片可比普通铸造叶片的寿命提高三倍。

(撰写：李志广　审订：陈矛章)

dingxiang zhandoubu

定向战斗部　aimable fragment warhead　爆炸时能够根据引爆指令使破片集中飞向目标的战斗部。一般由壳体、扇形体炸药块、带聚能槽的片状切割炸药和预制破片等组成(见图)。当目标进入战斗部威力范围后，引信引爆战斗部中朝



(a) 外形图　(b) 断面图

(c) 壳体破裂　(d) 破片飞出状况

定向杀伤战斗部的结构装置图

向目标的片状切割炸药，使战斗部壳体首先沿此线炸裂(即在壳体表面朝向目标的方向沿轴向形成缺口)，而后其余炸药爆炸。爆炸力集中作用在战斗部中央的预制破片芯片上，推动破片以高速沿着朝向目标的方向飞散，从而实现破片定向杀伤的目的。定向战斗部的杀伤破片大都集中在一个方向上，所以杀伤效率高，炸药能量利用率高。

(撰写：施广水　审订：王祖典)

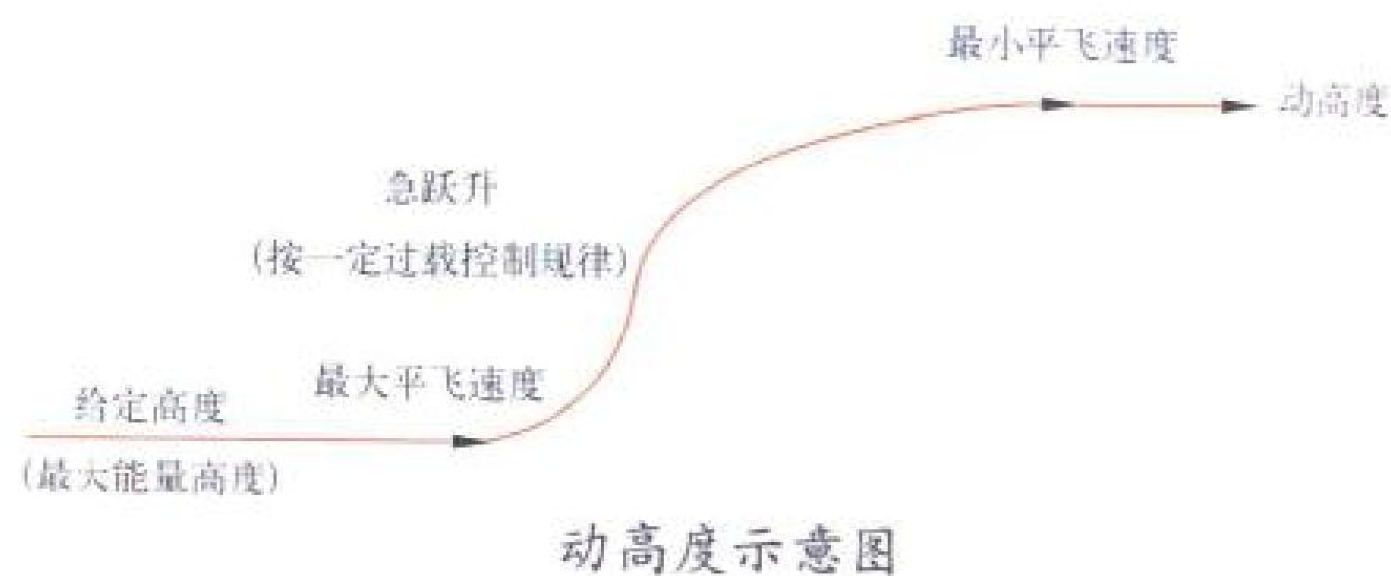
dongdaoshu shiyan

动导数试验　dynamic derivative test　风洞中测量飞行器动导数的试验。飞行器气动系数对飞行姿态参数随时间的变化率的导数称为动导数。它们是飞行器控制系统设计以及飞行器动态品质分析不可缺少的原始数据。动导数试验的特点是模型在风洞中作振荡运动，故模型与飞行器除保持几何相似外，还必须保持斯特劳哈尔数 Sr ($Sr = lf/V$) 相同。动导数试验方法分自由振动和强迫振动两类。前者是给模型一个初始扰动(初始位移或初始速度)，模型受此初始扰动后作自由衰减振动。记录此自由衰减振动的时间历程，经数据处理后即可得到试验模型的动导数。后者使用激振器强迫模型在某一自由度下作固定频率及振幅的简谐振动(偏转或平移)，应变天平测出在不同自由度上产生的响应，通过数据处理得到动导数。自由振动法的优点是简单方便，对小阻尼测量有满意的精度；其缺点是不能做变振幅和变频率的试验，不能测交叉动导数和交叉耦合动导数，不能做负振动阻尼的试验，测量精度不高。为克服以上缺点，风洞动导数试验现多采用强迫振动法。此外，还可用自由飞模型试验和风洞自由飞试验测量动导数。

(撰写：恽起麟　审订：范洁川)

donggaodu

动高度　dynamic height　又称动力高度。飞机在给定的高度上(接近于其具有最大总能量的高度)以最大平飞速度，按一定的过载控制规律，进行急跃升到允许的最小平飞速度所能达到的最大高度(如图所示)。



动高度示意图

用此种方法获得的动高度要比理论升限(高度)高，故可用于瞬间作战或打击敌对目标，但在此高度上不能维持长时间的直线平飞。

(撰写：李志强　审订：陈增江)

dongjingya fangzhenqi

动、静压仿真器　dynamic and static pressure simulator　又称速度、高度模拟器。在飞行器控制系统半物理仿真实验中用来模拟飞行速度和高度变化的试验装置。它能使飞行控制系统中的速度、高度传感器在近似真实飞行环境条件下运行工作。动、静压仿真器由一套高精度快速伺服系统构成，其输入为仿真计算机中代表飞机速度和高度变化的信号，系统的反馈为高灵敏度动、静压敏感元件，输出与速度、高度变化相应的动、静压力，为飞行控制系统中速度、高度敏感元件所感受，以便使仿真系统闭环工作。

(撰写：王宗学　审订：王占林)

dongli chuandongzhou

动力传动轴　power transmission shaft　将发动机功率传递给主减速器的传动轴。其两端分别与发动机及主减速器相连，考虑到发动机工作时的振动并补偿安装时的同心度偏差，该轴两端采用弹性连接。

(撰写：温清澄　审订：杨惠琴)

dongli huaxiangji

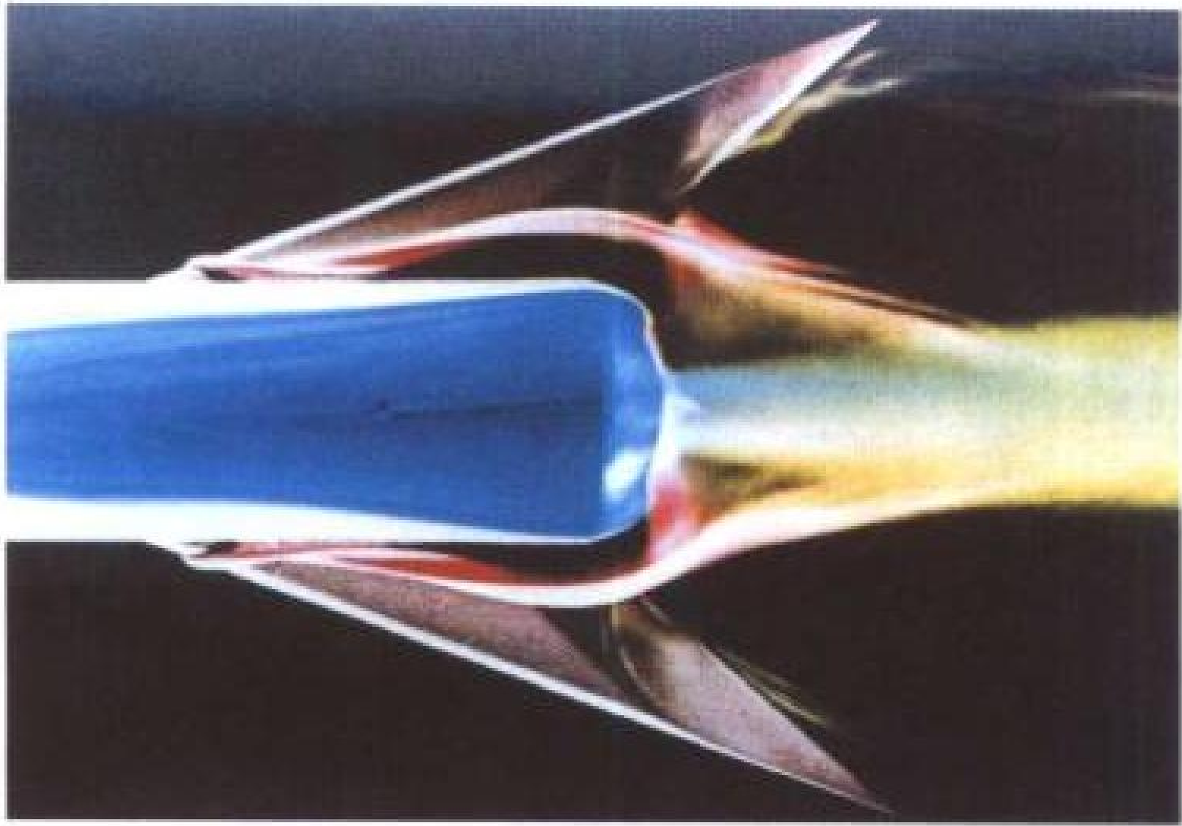
动力滑翔机　powered glider, sailplane　带有小型动力装置的滑翔机。动力装置主要用在滑翔飞行开始前，以获得初始高度，从而使滑翔机不需外力牵引即可自行起飞。当到达预定高度时，关闭发动机进行基本的滑翔飞行。动力滑翔机可提高训练飞行的效率和安全性。

(撰写：赵群力　审订：任源博)

dongli moni shiyan

动力模拟试验　propulsion simulation test, engine simulation test　风洞中模拟发动机动力对飞机空气动力特性影响的试验。对不同类型的发动机，例如螺旋桨发动机、涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机等，采用的模拟方法和试验内容也不同。螺旋桨动力的影响分为直接影响和间接影响。直接影响

包括螺旋桨拉力和螺旋桨法向力的贡献，它们取决于螺旋桨的几何特性、转速和其相对于飞机的位置。间接影响是滑流与飞机其他部件相互作用引起的。一般使飞机的升力线斜率和最大升力系数增加，静稳定性下降。在螺旋桨动力模拟试验中，想做到完全相似，使三个相似参数(前进比 λ，拉力系数 T_c 和扭矩系数 Q_c) 都相同是困难的。一般采用间接模拟方法，即在试验前选择桨叶角，改变螺旋桨转速，使其基本符合真实螺旋桨的 $T_c=f(\lambda)$ 或 $T_c=f(Q_c)$ 曲线。换言之，或模拟前进比 λ 和拉力系数 T_c，或模拟拉力系数 T_c 和扭矩系数 Q_c。



喷流试验

对涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机的动力模拟主要是模拟发动机进排气状态。所有试验都不模拟发动机排气温度，简单地用引射来模拟，分为涡喷引射器和涡扇引射器。其工作原理是将高压空气通入引射器的空腔内，模拟实际发动机的流动，从尾喷口喷出，同时对进气起引射作用。其模拟参数通常用喷管落压比。引射器具有结构简单、成本低、使用寿命长等优点，但进气模拟不够准确。采用涡轮动力模拟器 (Turbine Powered Simulator, TPS) 能更好地模拟涡轮风扇发动机的进排气状态，目前已在国外大型风洞中得到普遍采用。TPS 系采用高压空气驱动涡轮，由涡轮带动风扇为进气增压，由进气口进入的空气经风扇喷管排出，而驱动涡轮的空气经过主喷管排出。TPS 能较真实地模拟涡轮风扇发动机对飞机机体的影响，但造价昂贵，需要很多的复杂的辅助设备，如校准箱等，而且寿命较短。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

dongli tiaoxie tuoluo

动力调谐陀螺　dynamic tuned gyroscope　又称挠性陀螺。由挠性弹性接头支承转子的陀螺仪。挠性弹性接头是一种无摩擦的弹性支承结构，有细颈式与动力调谐式两种。细颈式挠性接头的陀螺转子靠磁滞马达通过驱动轴经挠性接头而高速旋转(见图 1)，挠性接头沿轴向不能拉伸或压缩，却可以绕垂直于自转轴的两个正交轴方向转动，属两自由度陀螺仪。动力调谐式的挠性接头由两对正交的扭杆和一个平衡环组成(见图 2)，实际上是由整体式结构实现。平衡环既随驱动轴旋转，又被迫绕内扭杆轴强迫振荡，由此对转子产生动力反作用力矩。该力矩大小与平衡环转动惯量及驱动轴转速有关，方向与转子偏转时所受内外挠性扭杆变形而产生的弹性力矩相反。所谓调谐，就是在选择挠性接头的结构参数时，使转子在某一转速旋转时平衡环产生的动力反作用力矩完全抵消弹性力矩，转子处于无约束状态，成为一个自由陀螺。动力调谐陀螺 20 世纪 60 年代研制成功，70 年代开始大量应用。它由于结构简单、成本低、精度高，是目前惯性导航中用得较为广泛的陀螺，但它承受过载和冲击的能力有限。

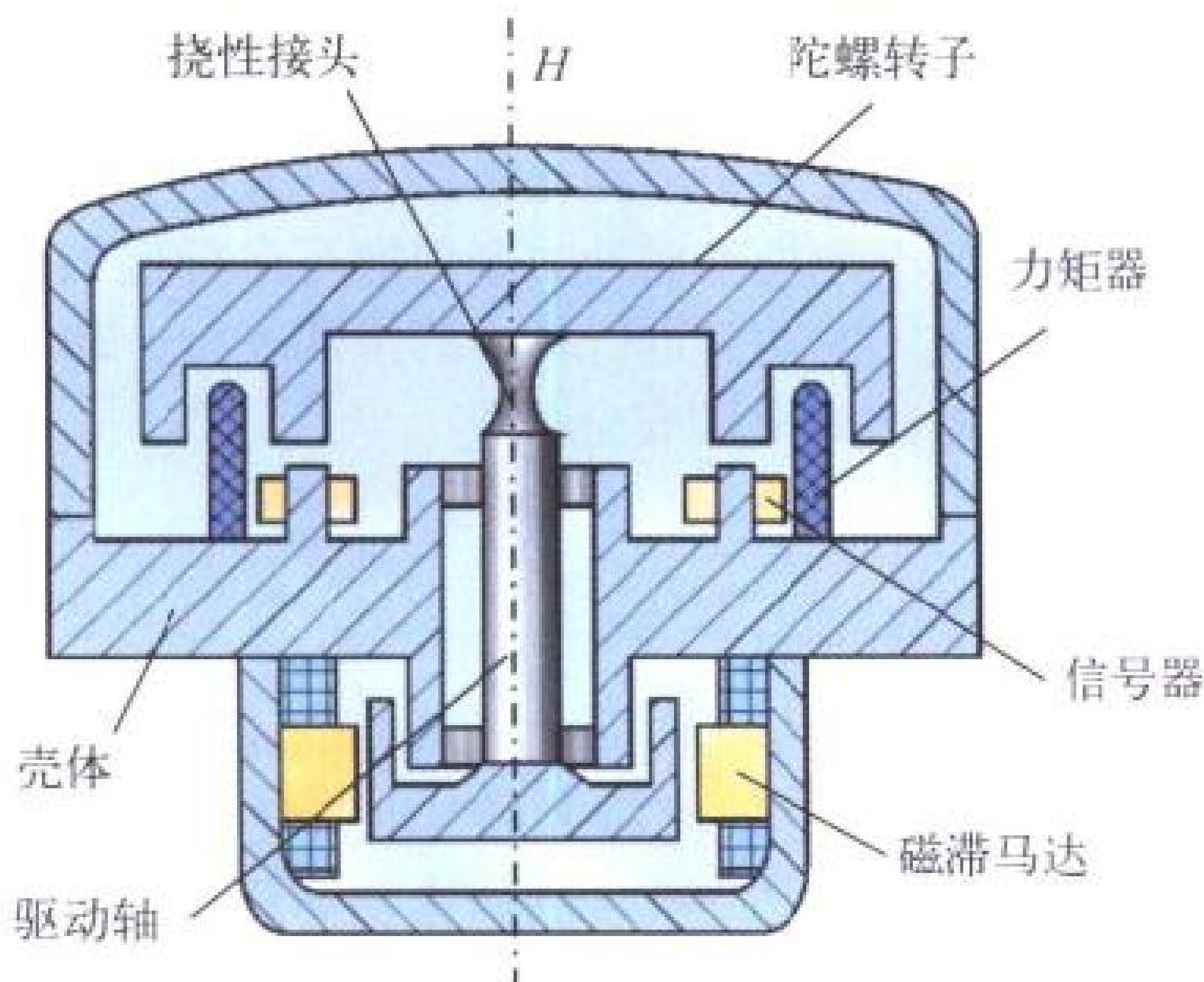


图 1 细颈式挠性陀螺结构示意图

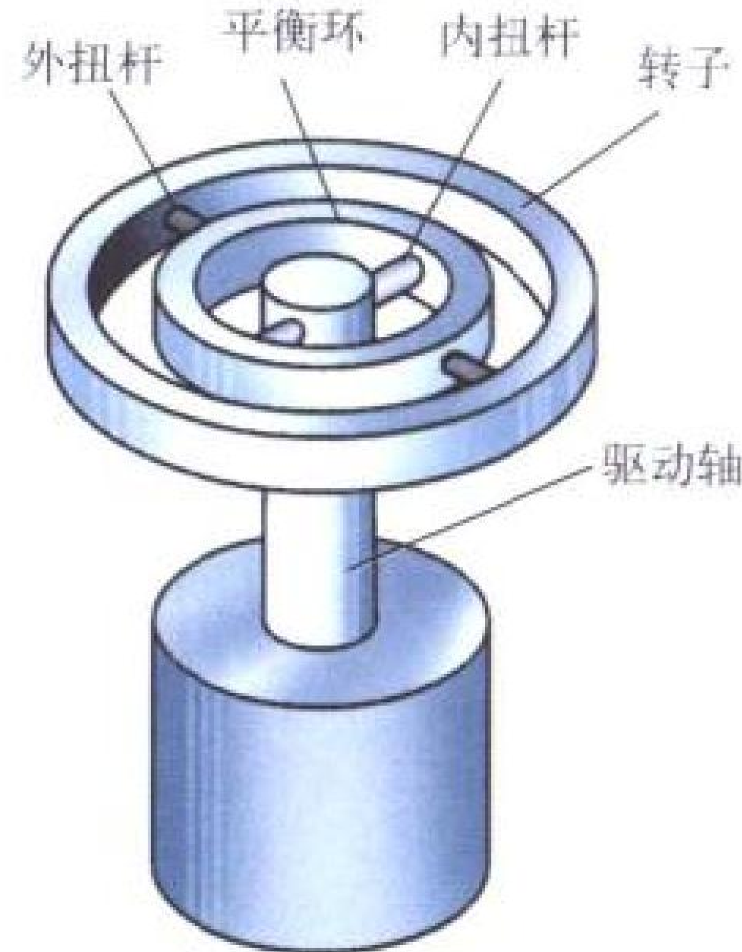


图 2 动力调谐陀螺示意图

（撰写：以光衢　审订：王纪像）

dongli wolun

动力涡轮　power turbine　在燃气涡轮发动机中，将燃气的能量转换为机械能用来驱动外部负载的叶轮机械。在地面燃气涡轮发动机中，外部负载可以是发电机、压缩机、鼓风机和泵等。在航空燃气涡轮发动机中，动力涡轮的外部负载为螺旋桨、直升机的旋翼和无涵道风扇发动机的桨扇等。由于负载特性不同，动力涡轮也应有适合其特性的气动性能与调节控制系统。动力涡轮出口装有扩压器，使排出的气流扩压降速，以减少出口的余速损失，提高燃气能量利用率。通常采用动力效率以反映能量利用的完善程度，它一般可达 85 % 以上，高的可达 92 %。动力涡轮按级数可分为单级和多级；按结构可分为轻型和重型。

（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

dongli xiangying

动力响应　dynamic response　飞机结构在受到动载荷以后引起的结构变形和应力场随时间变化的历程，包括结构对突风、着陆(着水)、武器发射、外挂物投放以及剧烈机动飞行等载荷情况的响应。对于瞬态载荷与冲击载荷来说，结构所经历的承载时间可能很短，而响应的时间和应力传播的时间要长得多。可见这时动力学方程中的惯性项起着非常重要的作用，每一瞬时的应力分布都与静载情况下的很不相同。结构的动力响应分析是结构动强度分析的组成部分之一，有关的计算与试验资料又是结构动载荷识别与

参数辨识的重要参考数据。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

dongli zhuangzhi feixing shiyan

动力装置飞行试验 powerplant flight test 为验证装机后发动机及其各系统和附件的性能特性、工作质量和可靠性，或为完成预定研究目的而在实际飞行环境中进行的飞行试验。分为型号（含改进改型）飞行试验和研究性飞行试验。

动力装置的飞行试验在飞行试验台、过渡试验机及原型机上进行。在飞行试验台上，被试发动机安装在专用的短舱内，力求模拟在原型机上的安装和使用条件进行飞行试验。发动机在过渡试验机上的试验，主要用以弥补飞行试验台飞行包线小和机动飞行受限制等不足，并可在原型机尚未研制出来前，加快新发动机研制进程。在原型机上的试验是动力装置的全面试验阶段，必须按批准的飞行试验大纲实施。

动力装置飞行试验采用机载数据采集、记录和实时处理系统及地面数据处理系统，来进行试验数据的采集、记录、处理和监控。

（撰写：刘选民　修订：李振西　审订：屈见忠）

dongli zhuangzhi lengque xitong shifei

动力装置冷却系统试飞 powerplant cooling system flight test 在战术技术要求规定的各种工作条件下，为检查在各种飞行条件和发动机工作状态下动力装置冷却系统对发动机炽热部件、附件及其周围飞机结构的隔热、散热效果所进行的飞行试验。一般选择在高温天气和最不利的散热条件下进行，如在各种高度上，发动机以各种功率状态工作，飞机以最小机动表速平飞；低空大表速和高空大速度长时间（在允许使用时间内或温度达到平衡时为止）飞行及静、动升限飞行等。试验时应测取冷却气流参数、发动机附件的工作环境温度、发动机炽热部件表面温度及相邻飞机结构件温度。采用与允许温度对比的方法对动力装置冷却系统的冷却效果作出评定。（撰写：刘选民　修订：李振西　审订：屈见忠）

dongqiangdu fenxi

动强度分析 analysis for structural dynamics 按动强度设计要求所进行的一切计算与试验分析之统称。通常，在我国动强度指没有空气动力参与的动力问题。飞机结构的动强度问题很多，性质不一，分析方法与解决问题的途径也不相同。因此首先要对外部激励的性质、量级与分布变化情况进行分析研究，以确定设计所用的动载荷与适当的结构设计。通过分析与试验，确定结构固有的动力特性（频率、振型、阻尼），是动强度分析的基础。（撰写：张躬行　审订：管　德）

dongshengxian

动升限 dynamic ceiling 飞机在低于理论升限的某一高度上，通过跃升将一部分动能转为位能所能到达的最大飞行高度。飞机通过跃升可以达到甚至超过理论升限的高度，但飞机在动升限高度上不能维持水平直线飞行。

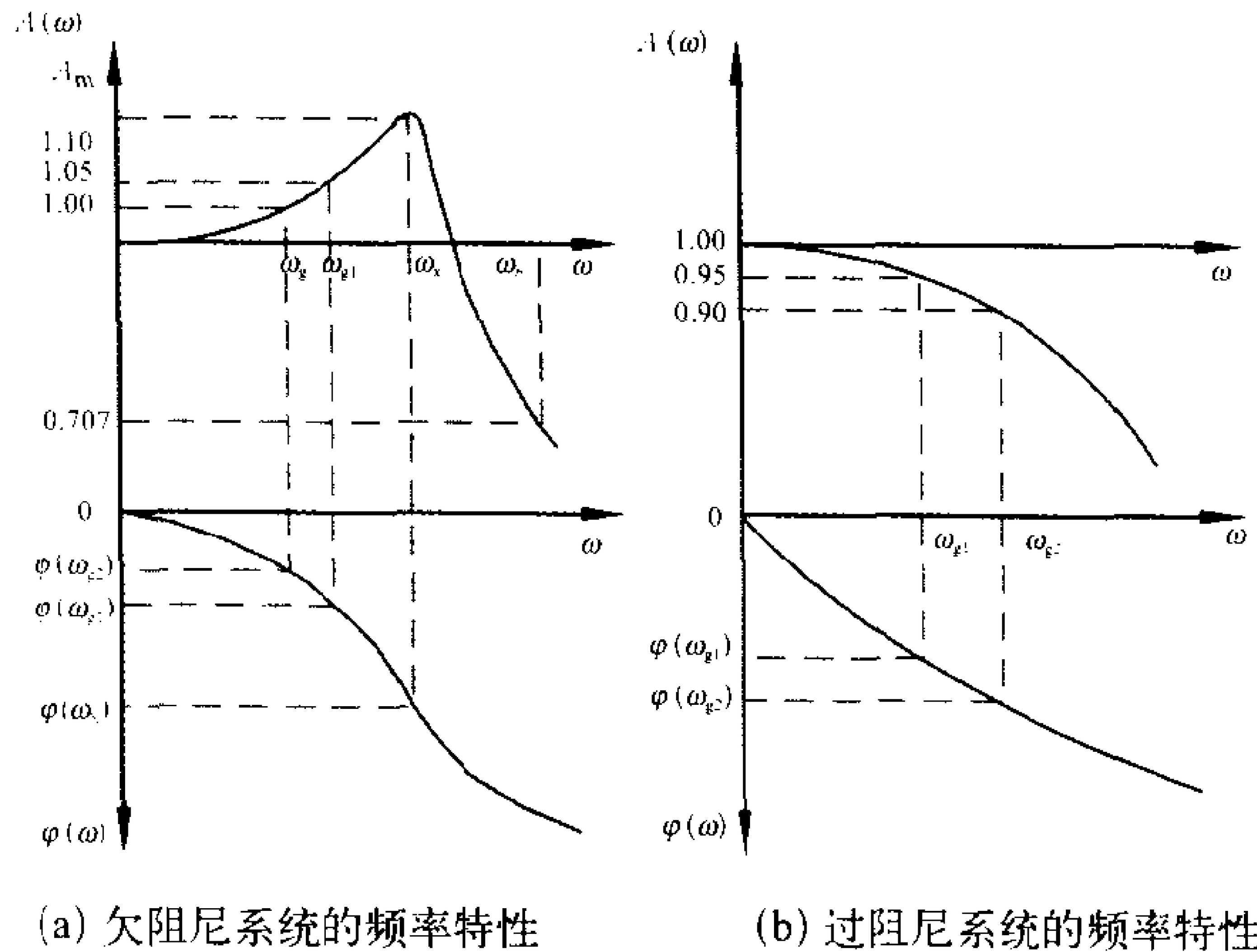
（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

dongtai canshu celiang jilu xitong

动态参数测量记录系统 dynamic parameters measuring and recording system 对时变物理参数（如全台发动机或部件试验的动态及过渡态参数）进行数据采集、显示、记录、报警与处理的整台测量设备。通常由高频响传感器、动态信号调理器、高速数据采集器、多通道信号处理器和存储记录设备等组成。该系统主要用于如动态压力、动态温度、过渡态流量、转速摆动、推力脉动、动应力和振动等参数的检测、存储和分析处理。系统的动态特性（幅频特性、相频特性等）应满足被测参数对频响与测量误差的要求，如不能满足就应该重新选配系统或进行动态误差修正。动态参数测量记录系统可分为现场专用固定系统、车载移动系统（动态测量车）和便携式测量记录设备。（撰写：吴行章　审订：叶培梁）

dongtai xingneng zhibiao

动态性能指标 dynamic performance index 表征仪表、传感器等装置与系统的动态性能。有时间域的和频率域的两种。时间域的指标一般用阶跃响应曲线的特性参数表示。特征时间点有：(1) 输出上升到稳态值的 63% 所需的时间 T，称为时间常数，这是最常用的；(2) 输出达到稳态值的 95% 或 98%（也有规定 90% 的）所需的时间 T_5 或 T_2，称为响应时间；(3) 输出从某一个小值（例如只是稳态值的 5% 或 10%）达到稳态值的 90% 所需的时间，称为上升时间 t_r；(4) 输出达到



(a) 欠阻尼系统的频率特性　(b) 过阻尼系统的频率特性

工作频带与通频带

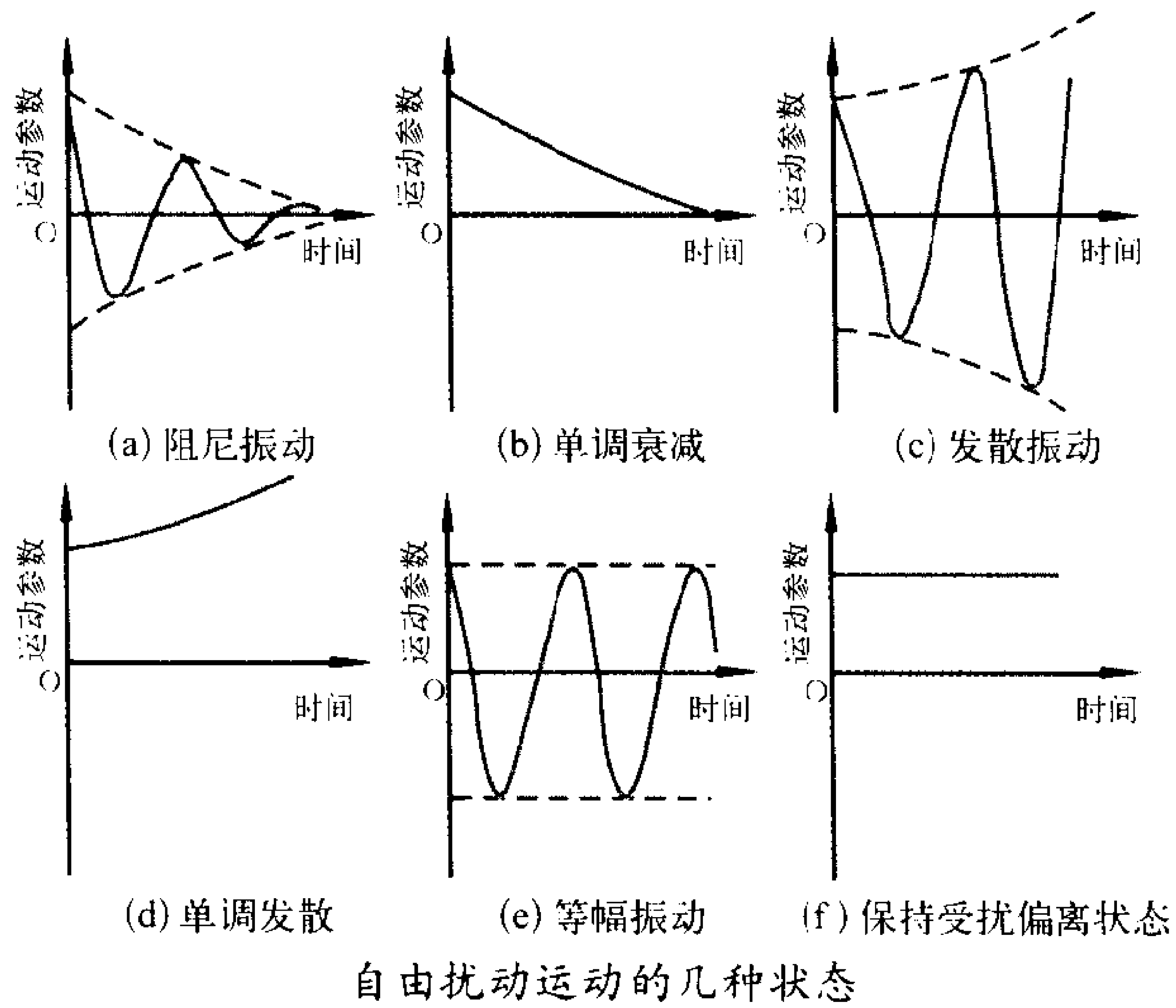
稳定值的 50% 所需的时间，称为半值时间 $t_{0.5}$。阶跃响应有振荡的系统，还有超调量。频率域的指标一般用频率响应曲线的特性参数表示。最常见的是通频带 ω_b。对于仪表与传感器等系统较实用的是工作频带 ω_g，即幅值误差为 ±5% 或 ±10%（或其他规定，例如对要求较高的为 ±1% 或 ±20%等）的工作频带 ω_{g2}，或 ω_{g1}，或规定“频率从…… 到……，幅值误差小于±……，相角小于……”，根据需要而定。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

dongwendingxing

动稳定性 dynamic stability 飞行器在扰动作用下偏离其平衡状态时的基准运动，在扰动作用停止后，飞行器的运动特性参数能恢复到它在基准运动中的数值的一种特性。一般情况下，飞行器的自由受扰运动有如下几种典型状态：(1) 动稳定：受扰自由运动为减幅（阻尼）振动，或为单调（非周期）衰减运动，如图 (a) 和 (b)；(2) 动不稳定：受扰自由运动为增幅（发散）振动，或为单调（非周期）发散运动，如图 (c) 和 (d)；(3) 动中立稳定：受扰自由运动为等幅振动，或一直保持受扰偏离状态，如图 (e) 和 (f)。动稳定性考虑扰动运动的全过程，而静稳定性则仅考虑扰动运动停止瞬间的趋势（参见*静稳定性*）。动稳定性也同样可分为纵向动稳定性和横侧

动稳定性。必须指出，如果不加任何人为的或自动控制系统的操纵，飞行器的航向角在受扰自由运动结束后，不会恢复到原来的数值。因此，不能用航向角来判断飞行器本体的横侧动稳定性。研究飞行器动稳定性时不仅要判断受扰运动是否稳定，还时常要了解受扰自由运动的特征，即了解振动的周期、收敛（或发散）的快慢、过渡过程所经历的时间和振动次数等。就飞机而言，飞机的动稳定性是飞行品质主要内容之一。有多种研究动稳定性的方法，它们都是从描述飞行器运动的微分方程组出发，用不同方法算出或判断运动参数随时间变化的规律。这些方法统称为“稳定性理论”。



自由扰动运动的几种状态

（撰写：赵震炎 审订：肖业伦）

dongya

动压 dynamic pressure 总压和静压之差。在不可压缩流中，按照伯努利方程，动压等于速压 q，$q=\rho V^2/2$，式中 ρ 为气流密度，V 为气流速度。在可压缩流中，动压不再等于速压而要大于速压。动压可用皮托—静压管测出。动压与速压之差对速压的比值（所谓速压误差）随气流马赫数的增大而增大。例如，当气流马赫数 $M=0.3$ 时，忽略压缩性所造成的速压误差可达 2.25%。动压的意义在于：气流的动能可以转化为压力能，当具有一定速度的气流被滞止时，压力将提高。在等熵情况下，动能将全部转化为压力能。

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

dongjie fangshi

冻结方式 freeze mode 在地形测绘、空对海搜索或信标导航时，雷达显示器对关闭发射机前瞬间的图像进行冻结的工作方式。画面上有一表示载机即时位置的标志，当载机飞至画面边缘时，可再次开启发射机，重新录取一幅新的画面，并可再次冻结。它是利用存储器记忆功能来实现的一种显示方式。载机的即时位置可由其他导航传感器（如惯导系统）获得。这种雷达工作方式具有电磁隐蔽的优点，常用于辅助导航以及对地攻击。

（撰写：许伟武 审订：包德聪）

dongbi ganrao

洞壁干扰 wind tunnel wall interference, wind-tunnel wall effect 又称洞壁效应。指由于风洞壁的存在，绕模型的流场与真实物体在大气中的流场有差异而导致的模型气动特性的变化。洞壁干扰对试验数据的影响应予以消除或修正。亚、跨、超声速的洞壁干扰的表现形式不同，消除干扰的方法亦不同。超声速风洞通过限制模型的长度，使模型头部的激波从洞壁反射回来不打到模型上，即可消除洞壁干扰。跨声速洞壁干扰表现为十分复杂的反射波系干扰，试验段采用通气壁（开孔或开槽壁）可以减弱但不能完全消除波反射干扰。亚声速洞壁干扰表现为阻塞效应和升力效应，解决的方法有 3 种：(1) 采用自适应壁试验段；(2) 在大风洞中做小模型试验，使洞壁干扰量小到可以忽略；(3) 修正洞壁干扰。洞壁干扰的修正分试验修正与计算修正两类。实验修正方法有：(1) 将一套（3 个以上）几何相似而缩比不同的模型在同一风洞中做试验，将试验数据外插到模型几何尺寸为零（即无洞壁）的数据。这种方法费用昂贵，所得的无洞壁干扰数据也不很准确，故未被广泛采用。(2) 利用同一模型分别在大、小风洞中做对比试验，将大风洞的试验数据称为无洞壁干扰数据，并用它求得小风洞的洞壁干扰因子，再用此干扰因子修正小风洞的洞壁干扰，此方法应用较为广泛。计算修正方法有映象法、有限基本解法和壁压信息法，其中以最近发展起来的壁压信息法为最优越。

（撰写：恽起麟 审订：范洁川）

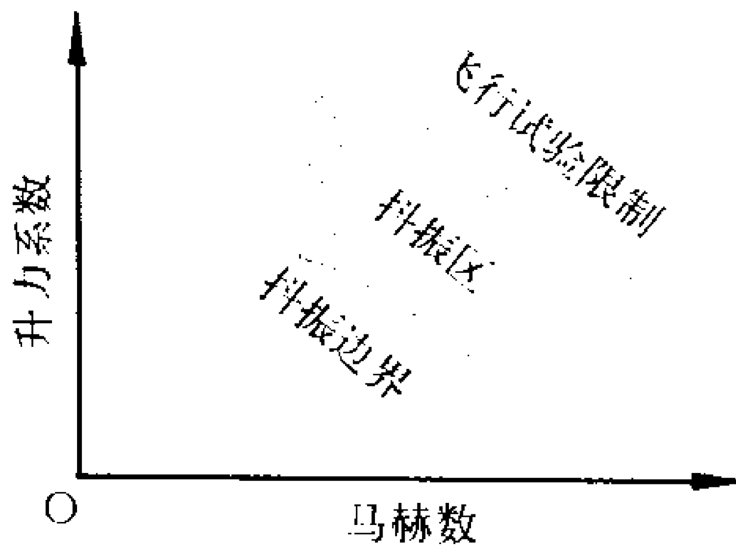
douzhen

抖振 buffet 飞行器某些部分由于气流分离扰动所引起的强迫振动。它可能是由于发生抖振的部件自身气流分离而产生，也可以因为一个部件上的分离气流引起另一个部件的抖振。例如，机翼或机翼机身连接处气流分离引起尾翼的抖振。抖振有时难以预计，常在试飞时发现后再设法排除。解决途径主要是改善气动外形设计，以避免、减弱或延缓气流分离；或者避免一个部件处在另一部件的分离气流之中。

（撰写：管 德）

douzhen bianjie feixing shiyan

抖振边界飞行试验 buffet boundary flight test 确定飞机抖振开始时的迎角（或升力系数）随飞行高度和马赫数变化所构成的边界的飞行试验（见图）。抖振强度随进入抖振区的深度而增加。为确定抖振边界必须使飞机进入抖振区，所以抖振试飞的难度大，风险也较大。通常采用粘贴于飞机结构上的应变片和振动加速度传感器及磁带记录器组成测试系统。根据测得的应变值或振幅值达到规定值时，确定其抖振边界。



飞行抖振边界

（撰写：沙长安 修订：屈见忠 审订：张克荣）

duse jishu

“堵塞”技术 choking technique 又称超临界技术。利用气体动力学中扰动不能逆着超声速气流向前（上游）传播的特性的一种高空模拟试验技术。在航空推进系统高空模拟试验中，在保持发动机尾喷管始终处于临界或超临界工作状态的前提条件下，尽量提高高空试验舱中的环境压力，减少排气容积流量，以减少航空推进系统模拟试验设备中抽气系统的规模或在既定抽气能力的情况下扩大航空推进系统高空模拟试验范围。利用“堵塞”技术，可以大大减少高空模拟试验

设备所需的抽气机的台数和功率，特别是在模拟飞行包线的超声速区试验时效果尤为明显。但是，对某些试验项目，例如空中起动试验、带收敛—扩张喷管的发动机高空试验等，它的使用受到一定的限制；另外采用这种试验技术对发动机推力的确定也有点影响。所以在气源能力足够的条件下，特别是在进行发动机高空性能鉴定试验时，一般不采用“堵塞”技术，应尽可能模拟真实高度的压力。

（撰写：杜鹤龄　审订：刘大响）

duanban

端板　end plate　机翼外端顺气流设置的垂直小翼面。端板阻挡下翼面高压区气流向上翼面低压区绕流，起到增加机翼有效展弦比的作用，使诱导阻力减小。但因端板本身会增加飞机的摩擦阻力，其减阻效果不如直接增加机翼展弦比好。但是在机翼展长受到限制的情况下，它仍是减小诱导阻力的一种简单办法。（撰写：卫本琦　审订：赵秀丽）

duancheng feiji

短程飞机　short haul aircraft, short-range airplane　航程较短的民用飞机。目前各国对短程飞机的确切标准尚不一致，例如，有的规定为满载航程 1000 mile (≈ 1600 km) 以下的飞机；有的规定为正常巡航条件下航程在 1200 n mile (≈ 2200 km) 以内的飞机。中国的运 12 就属于短程飞机。

（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

duanju qiluo feiji

短距起落飞机　short take-off and landing aircraft　能在很短距离内起飞和着陆的飞机。短距起落的具体数字要求目前在国际上还没有统一的规定。在美国，短距起落飞机必须能在 150 m (500 ft) 距离内飞越 15 m 高的障碍；在英国，对短距有不同的理解，认为在 150～900 m (500～3000 ft) 以内飞越 15 m 高的障碍都可算作短距起落；前苏联则将所需跑道长度在 600 m 以下的飞机列入短距起落飞机。

短距起落飞机由高效增升的机翼提供升力。为了实现短距起落，短距起落飞机需要采用一些增升技术，如气动力增升、吹气边界层控制、动力增升等，其中动力增升技术（即通过偏转螺旋桨滑流或偏转喷气发动机喷流来改变推力方向使其提供部分升力的技术）应用得最为普遍。

（撰写：林振申　修订：赵群力　审订：顾诵芬）

duanshouming fadongji

短寿命发动机　expendable engine　通常指工作寿命不超过 50 h 的发动机。包括为改善飞机性能而使用的助推发动机、多次回收使用的无人驾驶飞机发动机、一次使用不再回收的巡航导弹和靶机发动机。这些发动机通常强调成本低，结构简单，易于维修、贮藏等。为降低成本，常利用现有合适的发动机进行缩型或改型而成；还有些一次使用的发动机则利用活塞式发动机的增压器改装而成。

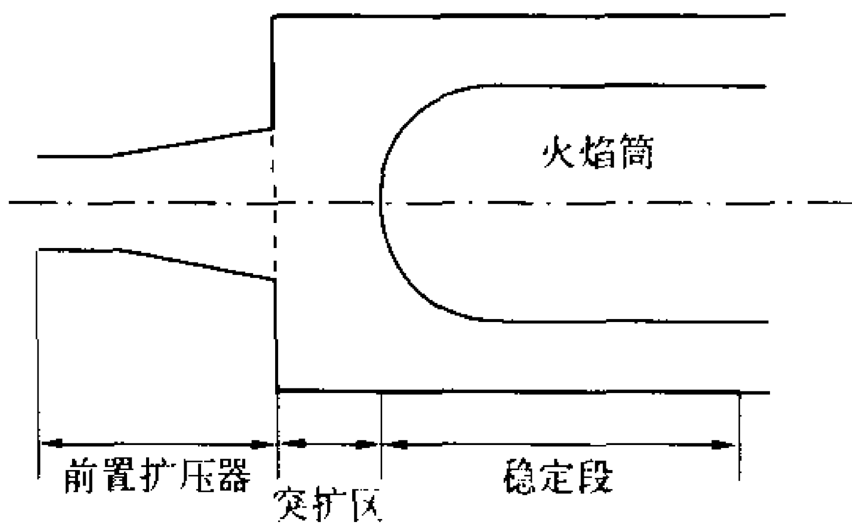
（撰写：侯志兴　审订：陈　光）

duanting weixiu

短停维修　stopover maintenance　飞机在航线中转站为了保证再次起飞所做的维护工作。包括一般性检查、连接能源、添加燃料及各种液、气供应等勤务工作。民用航空用术语，也称过境维修，相当于中国空军术语“再次出动机务准备”。（撰写：王立群　审订：耿荣生）

duantukuo kuoyaqi

短突扩扩压器　dump diffuser　燃烧室进口流速降低主要依靠流道突然扩张实现的扩压器。由前置扩压器和突扩部分组成（见图）。这种扩压器的优点是：(1) 长度短；(2) 扩压器



短突扩扩压器

性能对进口流场不敏感。它的缺点是压力损失较常规直壁或曲壁扩压器要大。此外，这种扩压器的前置扩压器到火焰筒头部的距离的变化对性能的影响比较显著。

（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

duanlie lixue

断裂力学　fracture mechanics　定量地研究含裂纹体在外载荷作用下裂纹扩展规律和失效准则的工程学科。它是固体力学的一个重要分支，用固体力学的分析方法研究裂纹尖端的应力场和应变场，确定表征促使裂纹扩展“推动力”的参量，确定结构或材料抵抗裂纹扩展的“阻力”以及裂纹发生扩展而使结构失效的条件，即建立断裂准则。在 1921 年格瑞菲斯 (Griffith) 从能量的观点研究脆性材料的断裂强度问题，提出了能量释放率为特征参量的断裂准则。

用线弹性力学的方法分析裂纹体的应力、应变场，发现在裂纹尖端处应力和应变都具有奇异性，即无限趋近裂纹尖端时，应力、应变都趋于无穷大。但是，当外载荷较小，这个小区域与裂纹尺寸相比非常小，并不影响其外部区域的应力、应变分布时，则应力、应变强度可用应力强度因子这个特征参量来表达。应力强度因子达到临界值（它是材料的特性常数）时，裂纹发生扩展。

当材料的韧性较高，在大载荷作用下，裂纹尖端的屈服区与裂纹尺寸为同一数量级时，线弹性断裂力学已不能描述裂纹扩展规律，必须用弹塑性断裂力学的方法加以研究。目前常用的方法有：(1) 以表征裂纹尖端附近平均应变集中程度的裂纹张开位移 (COD) δ 为特征参量。当 δ 达到临界值 δ_c（它是材料特性常数）时裂纹发生扩展。(2) 以表征裂纹扩展时总变形能差率的 J 积分作为特征当量，当 $J = J_c$ 时，裂纹发生扩展。J 积分理论在弹塑性断裂力学发展中起了很大作用。

断裂力学不仅可用于分析含裂纹结构的承载能力或在给定载荷下的裂纹容限，而且可用于预测在循环载荷下的裂纹扩展寿命。它是结构断裂控制、结构损伤容限设计或耐久性设计技术的理论基础。在应力腐蚀开裂、低周疲劳和高温蠕变的研究中，断裂力学理论也起着重要作用。

（撰写：何庆芝　郦正能　审订：张躬行）

duanlie zhunze

断裂准则　fracture criterion　确定含裂纹物体在静载荷作用下何时裂纹发生扩展或失稳扩展的判别标准。断裂力学中

目前没有统一的断裂准则。针对不同情况建立不同的断裂准则，一般有下列4种。

(1)脆性断裂准则：适合于脆性材料制成的结构。准则按照格瑞菲斯(Griffith)断裂理论，认为当能量释放率达到临界值时，裂纹发生失稳扩展，故又称脆性断裂G准则或格瑞菲斯准则。能量释放率G_I与应力强度因子K_I间存在对应关系，故此准则亦可表示为$K_I = K_{IC}$，式中K_{IC}为材料的平面应变断裂韧度。因此，它又称脆性断裂K准则。

(2)小范围屈服准脆性断裂准则：适用于金属材料结构裂纹尖端塑性范围相对裂纹长度尺寸较小的情况。此时基本上仍采用脆性断裂准则，但对应力强度因子要作塑性修正。

(3)裂纹张开位移断裂准则：用于从弹性到全面屈服的弹塑性断裂准则。此准则认为当裂纹张开位移δ达到临界值δ_c时，裂纹便发生开裂。

(4)J积分断裂准则：可判断大范围屈服的条件下裂纹的起裂点。此准则认为当含裂纹物体内的J积分达到临界值J_c时，裂纹将发生开裂。

由于失稳扩展点的裂纹裂开位移δ_c和J积分J_c受材料尺寸变化影响较大，而开裂点的δ_c和J_c不受材料尺寸影响，是一个较稳定的材料常数，故后两准则以开裂点为准绳，前两准则以失稳点为准绳。在线弹性情况下裂纹张开位移和J积分与应力强度因子有对应关系，故后两准则为全面适用的断裂准则。（撰写：郦正能　审订：张躬行）

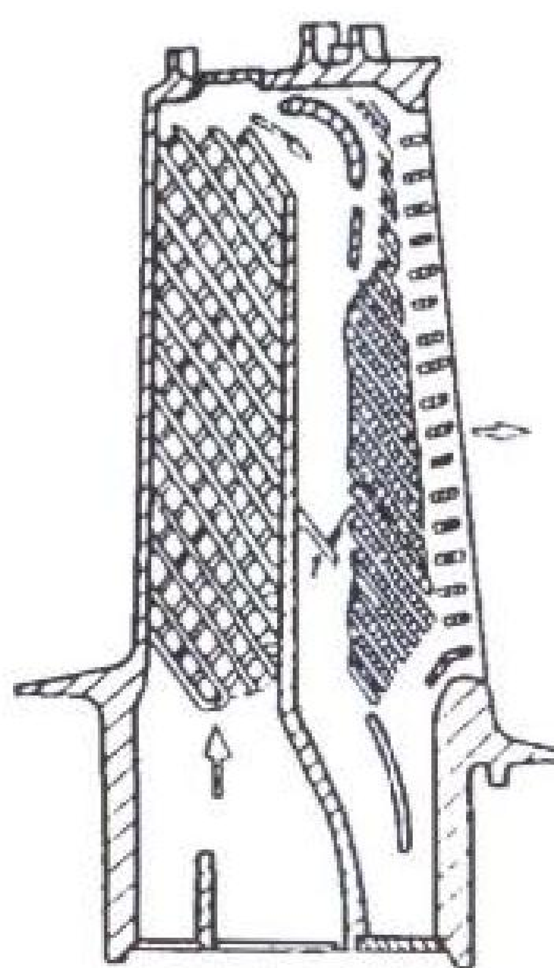
duichen feiduichen puceng

对称/非对称铺层　symmetric/unsymmetric laminating　关于层压板的几何中面对称/非对称的铺层方式。按对称铺层方式所得到的层压板，设其几何中面为$x-y$坐标面，则在$z=\pm z_i$处的两个单层必定是材料相同、厚度相等以及铺层角度相同。一般层数是个偶数；若为奇数则可认为中央层为两个相同的半层所组成。常用方括号的下标s表示对称，例如$[0/90/45]_s = [0/90/45/45/90/0]$；用杠顶标表示可按对半分看待，如$[0/\overline{90}]_s = [0/90/0]$。在对称层板的定义中，只要有一条不满足就是非对称铺层。不过，如果每一层的角度均有以下关系：$\theta(z_i) = -\theta(-z_i)$，则称为反对称铺层。

除非有特殊的目的，一般常采用对称铺层，此时不存在拉—弯耦合现象，使得分析大为简化；同时，固化成型冷却后也不会出现由于拉—弯耦合(除非采取特殊的工艺控制)而必然出现的翘曲现象。（撰写：张躬行　审订：郦正能）

duiliu lengque yepian

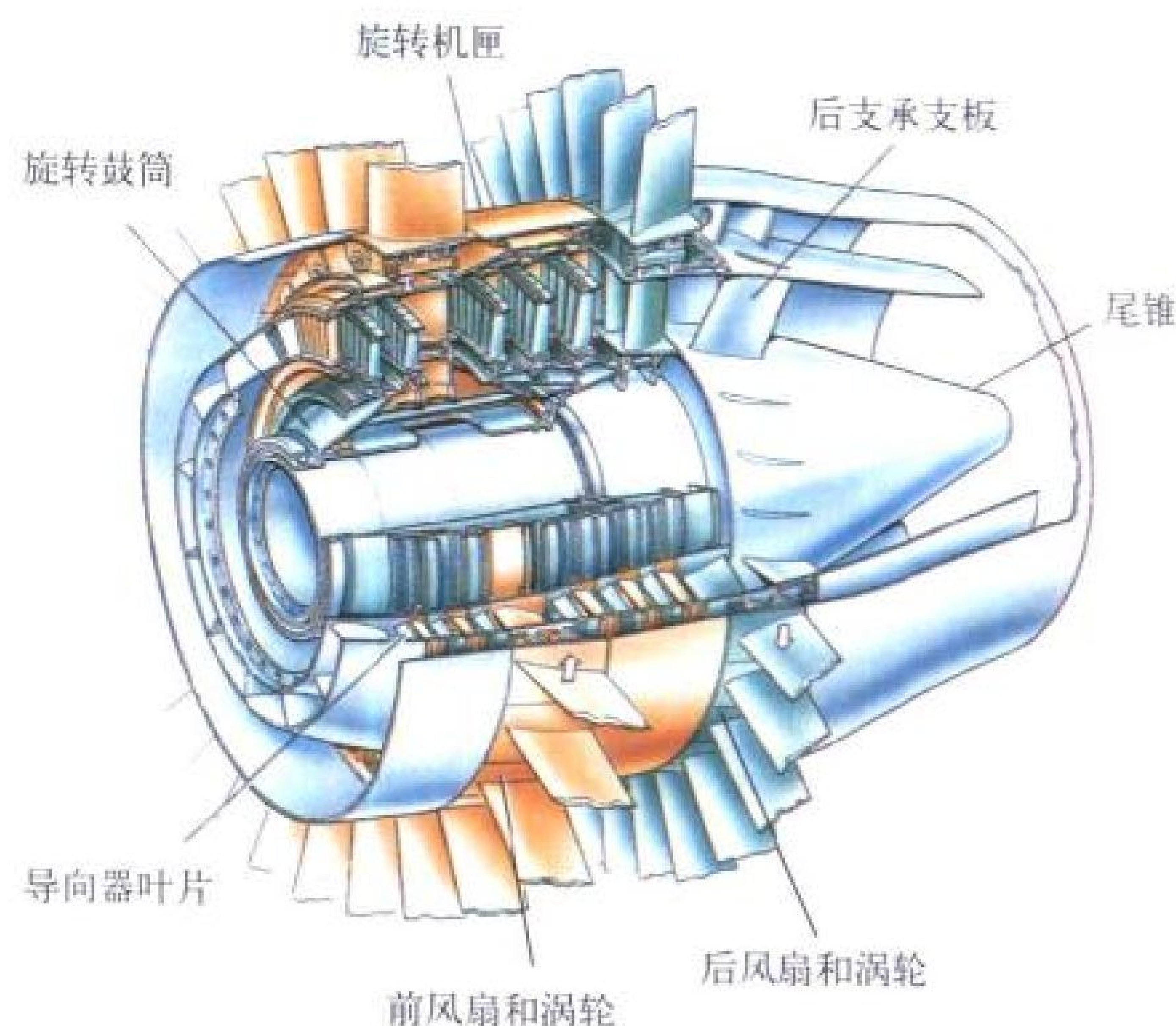
对流冷却叶片　convection cooling blade　流经叶片内壁面的冷却介质以对流传热方式带走燃气传给叶片热量的涡轮叶片。冷却介质用空气或液体。用空气的优点是不需要另设冷却介质的贮存、输送、回收和再循环等系统，从而使发动机结构简化，重量减轻，可靠性提高。航空涡轮发动机大都采用空气冷却叶片。影响对流冷却叶片冷却效果的主要因素是：叶片外形和内部冷却通道的结构及几何尺寸、燃气和冷却介质的进口参数及热物性参数、叶栅稠度以及叶片材料导热系数。对流冷却叶片的冷气通常从叶片根部进入，通过沿叶展方向的直通道或回转通道后，从叶片顶部或后缘上的小孔流出。为提高冷却效果，可以采用增加冷却通道散热面积和强化冷却的措施，如布置扰流柱或肋(如图)。对需要局部加强冷却的部位(如叶片前缘)，经常采用冲击冷却措施(参见*冲击冷却叶片*)。在一定冷却效果要求的条件下，冷气量利用率越高，对流冷却通道结构越复杂，而这又受到工艺和成本的限制，因此为满足不断增高的涡轮前燃气温度的要求，需要采用更先进的冷却技术。


对流冷却叶片

（撰写：杨燕生　审订：陈光）

duizhuan wolun

对转涡轮　counter-rotating turbine　又称反旋涡轮。由两个以相反方向旋转并前后排列的涡轮组成的双转子涡轮。通过工质的能量转化，从两根旋转方向相反的涡轮轴输出机械功，用来带动双转子发动机的高、低压压气机(或风扇)，对转螺旋桨或无涵道风扇发动机的桨扇。对转涡轮有工作叶片之间无导向器叶片和工作叶片之间有导向器叶片两种类型。第一种由进口导向器和一个转子的每一排工作叶片与另一个转子的每一排工作叶片依次相互交错排列组成(见图)。这种



对转涡轮（罗·罗公司提供）

涡轮的作功能力比有同样多叶片排数的常规涡轮大；作功能力与常规涡轮相同时，其叶片排数较少，效率较高，重量较轻。但由于少了中间导向器叶片，其单排工作叶片的作功能力较小，非设计状态下两个转子功的分配难以协调，性能受到一定的限制。第二种对转涡轮与常规双转子涡轮的差异仅在于其两个转子的旋转方向相反。这种涡轮与无中间导向器叶片的对转涡轮都能有效地减小飞机机动曲线飞行时作用于发动机上的陀螺力矩。中间导向器叶片折转角小，可提高涡轮效率。折转角小，又可选取较小的导向器叶片稠度，从而减轻重量。

对转涡轮两个转子旋转方向相反，其轴承的封严设计难度较大，应特别注意。这种涡轮已在先进航空发动机涡轮中得到了应用。（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

duochong guzhang

多重故障　multiple failure　由连续发生两个或两个以上独立故障所组成的故障事件。它可能造成其中任何一个故障不能单独引起的后果。严重的多重故障会影响安全、环境、任务完成或经济性，故必须通过预防性维修加以预防。多重故

障与隐蔽功能故障有密切联系。隐蔽功能故障是指在飞行时空勤人员发现不了的，一定要在停飞后作检查或测试后才能发现的故障，如处于备用状态的产品的故障。如果隐蔽功能故障没有被及时发现和排除，则它就可能和另一个发生的故障组成多重故障，产生严重后果。例如设计有同心的内轴和外轴的某型飞机升降舵操纵系统，其中一个轴有故障时，不会造成升降舵操纵的失灵，因而故障不会在飞行中被飞行员发现，是隐蔽功能故障。如果该故障未在定期检查中被发现，则在另一个轴又发生故障时就形成了多重故障。这个多重故障是严重的，即升降舵不能操纵，危害飞行安全。应按多重故障的概率和功能的可用性要求，对多重故障确定适当的预防性维修工作及其间隔期的要求。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

duochong wangge jishu

多重网格技术　multi-grid technique　在多重不同粗细的网格上快速获取数值解的技术。在三维流体计算中，计算量与网格数量成正比。如果使用网格边长增加一倍的粗网格，则计算量只有原网格的八分之一。例如：用时间推进法求定态解时，可先在粗网格上计算定态解，然后将此解插值到细网格上作为初值求细网格的定态解。某些方法的预估步或隐式方法的矩阵求逆都可采用多重网格加快计算速度。

（撰写：董海涛　审订：李椿萱）

duofeng jinyi

多缝襟翼　multiple slotted flap　在机翼和襟翼之间设置了两个、三个或多个小翼面，能形成两个以上缝隙的襟翼，或襟翼本身就由多个小翼面组成，襟翼下偏时，能形成多个缝隙的襟翼。它能起到抑制机翼上翼面气流分离的作用。这种襟翼后退量、下偏量都很大，与前缘增升装置如克鲁格襟翼、前缘缝翼组合应用，增升效果显著，而且不会使机翼力矩产生较大变化。但其构造复杂、重量大，滑轨及操纵系统往往突出机翼表面而需要设计专用的小短舱。现代大型旅客机、运输机上广泛采用多缝襟翼。

（撰写：林振申　审订：赵秀丽）

duogongneng feixingfu

多功能飞行服　integrate flight garment　具有抗荷、代偿、抗浸、防生化和防核武器多种或全部防护性能的飞行服。

（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

duogongneng xianshiqi

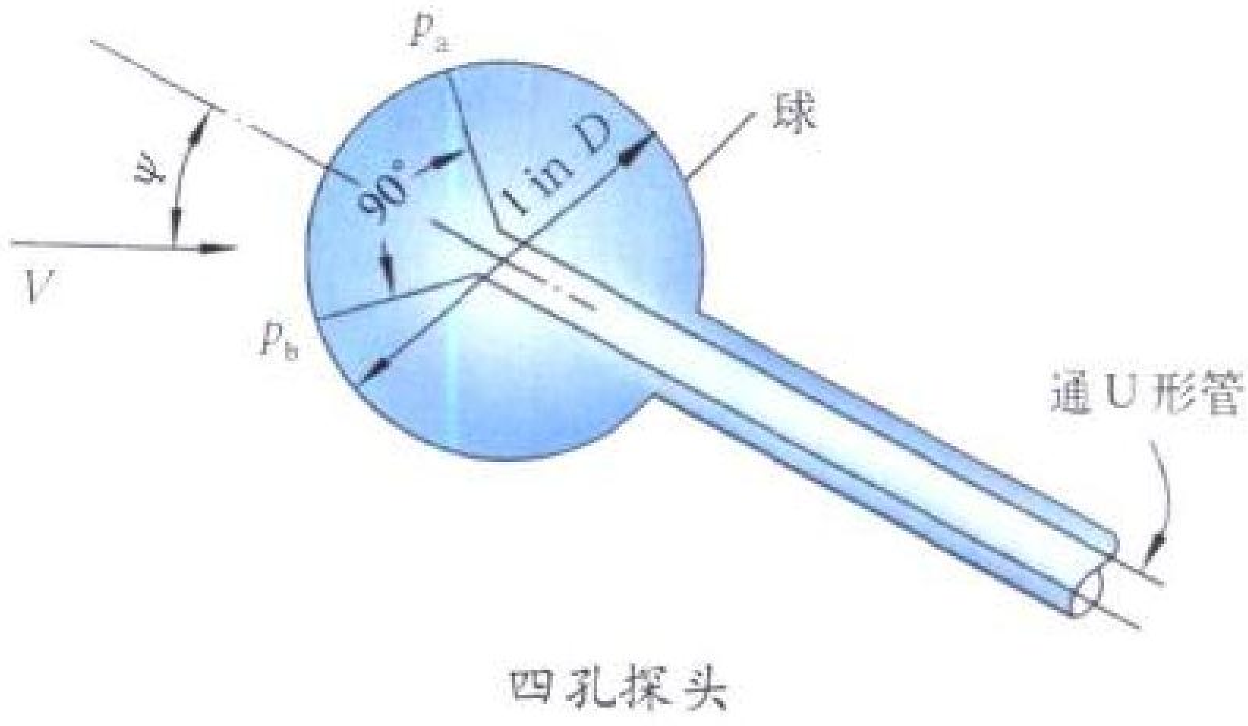
多功能显示器　multifunction display (MFD)　一种通用显示器。其显示屏周边设有多个功能按键用于选择所需显示的数据/图像。按键有内部照明，在黑暗或低照度环境下也能被识别。显示图像亮度可以自动调节，以补偿环境亮度的变化。面板上还有人工亮度和对比度控制旋钮。多功能显示器除了能显示垂直情况显示器和水平情况显示器所显示的内容外，还可以显示电源管理、发动机管理、武器外挂管理、飞机分系统状态、综合测试和维修以及其他所需要的信息。多功能显示器可以通过串行通信接口与系统主控处理机进行数据交换，是飞机综合电子显示系统的重要组成部件。多功能显示器可以安装在飞机仪表板上的多个位置，以便于驾驶员观察和操作。

（撰写：陆虎敏　审订：顾世敏）

duokong tantou

多孔探头　multi-hole probe, yawhead　一种感受流体总压、静压和流向的仪器。根据不同的用途，有四孔探头、五孔探头和七孔探头之分。

四孔球形探头如图所示。在球前部表面有四个相隔 90° 的静压孔。如果孔与支杆的中心线精确保持 45°，且气流平行于支杆，则上下和左右各孔感受的压力相等。如果气流有偏角，则上、下和左、右两孔感受的压力差是气流偏角的函数，用这种探头可以测量气流偏角。流向探头通常有五个测压孔。一个孔位于球的前缘测量总压，其余四个孔分成两对测量俯仰和偏航流向。半球形头部的皮托—静压管通常在头部有两对测量流向的孔，用这种探头可以测出试验段任何位置的总压、静压、动压和俯仰及偏航流向。



四孔探头

五孔探头和七孔探头的头部形状十分简单。一根管子位于中心线，其余四根和六根管子按圆周等分布置。中心管子的端部切成与气流垂直，其余的管子切成与气流呈 45° 角。用位于中心线的管子与其他的管子感受的压力之差确定来流速度的大小与方向。多孔探头使用前需经过实验校准。对球形流向探头采用通常的“正装”和“反装”变角度进行两次试验的方法校准。对切角的五孔探头和七孔探头采用分区校准的方法，即将探头所占的位置分成若干区域，不同流向气流的速度大小和方向用中心线的管子和不同的周围管子感受的压力之差确定。

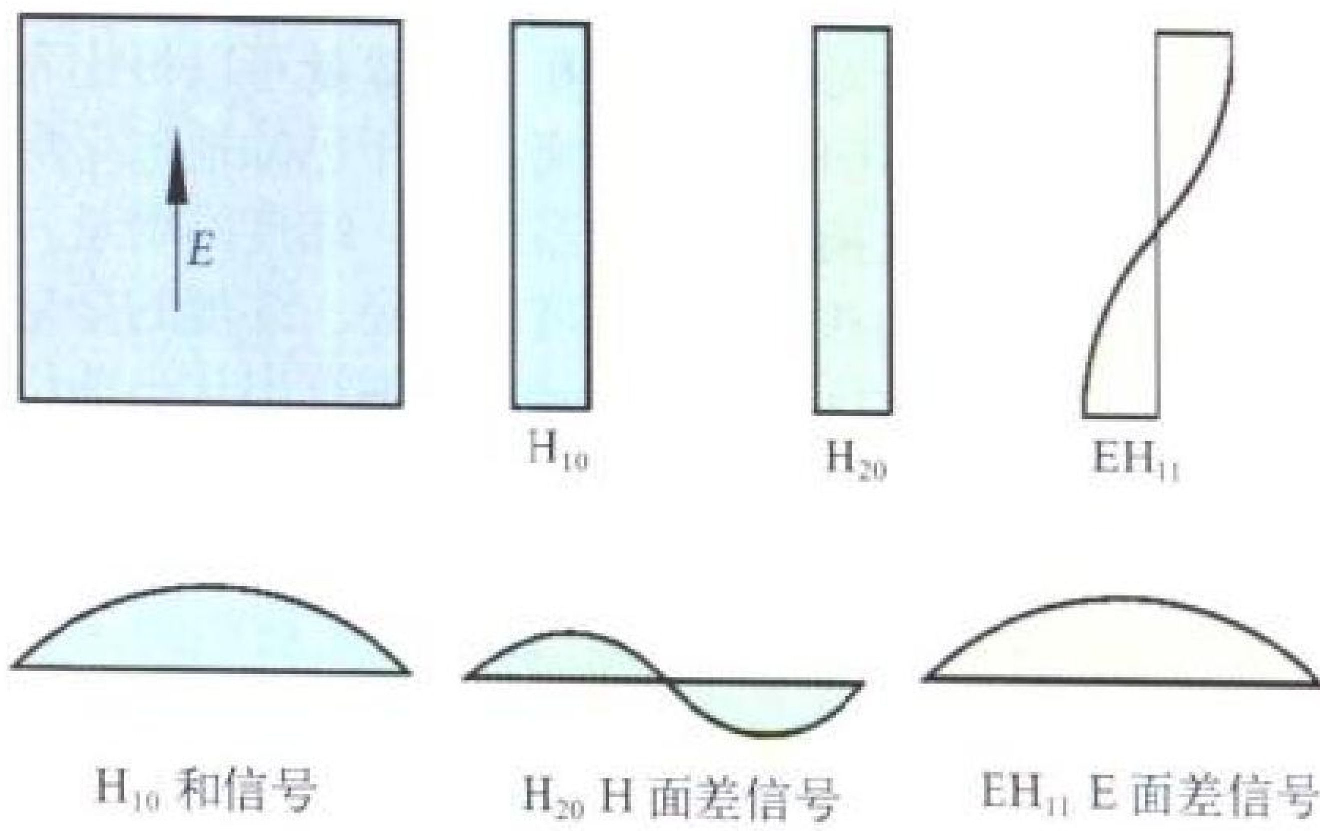
（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

duolu tongxin

多路通信　multichannel communication　见电子卷。

duomo laba tianxian

多模喇叭天线　multi-mode horn antenna　用电磁波基模和若干高次模激励的喇叭天线。多作为单脉冲雷达天线的馈源。利用口径中激励的高次模获得较理想的单脉冲和与差波



3 模喇叭天线的口径场分布

瓣，从而改进单脉冲天线和与差照射的矛盾。常用做馈源的多模喇叭有 3 模 (H_{10}、H_{20} 和 EH_{11}) 和 5 模 (H_{10}、H_{20}、H_{30}、EH_{11} 和 EH_{12}) 两种。3 模喇叭是一种最简单、最基本的单脉冲天线多模馈源。它由 H_{10} 模提供和信号，由 H_{20} 模提供 H 面差信号，由 EH_{11} 模提供 E 面差信号。其口径场分布如图所示。　　(撰写：许伟武　审订：吕善伟)

duomoshi jieshouji

多模式接收机　multimode receiver (MMR)　见电子卷。

duomotai kongzhi

多模态控制　multi-mode control　根据飞行任务和飞行状态的要求，对飞行控制系统的工作模态进行设置、选择和编排。一种工作模态对应飞行控制系统的相应控制功能。模态选择在飞控系统中设有专门的硬件设备(飞行控制板)，亦可由飞行控制管理计算机的专用软件完成。多模态控制不仅要保证模态正常、可靠地工作，而且要保证各模态正确转换和安全过渡。　　(撰写：王宗学　审订：王占林)

duopule boshu ruihua

多普勒波束锐化　Doppler beam sharpening (DBS)　机载脉冲多普勒雷达利用多普勒效应，通过信号处理提高方位分辨力的工作模式。真实天线波束可想象划分成为若干个子波束，在同一距离上各子波束照射的地面相对于雷达的径向速度不同，回波之间存在多普勒频率差异。在频域设置一组窄带滤波器，区分开各子波束所对应的回波，从而改善雷达的方位分辨力，目前可提高 64 倍以上，但对航行方向 ±15° 以内的地图分辨力很难提高。DBS 技术用于地形匹配制导、精确打击和武器投放，以提高战斗机的空地作战能力。

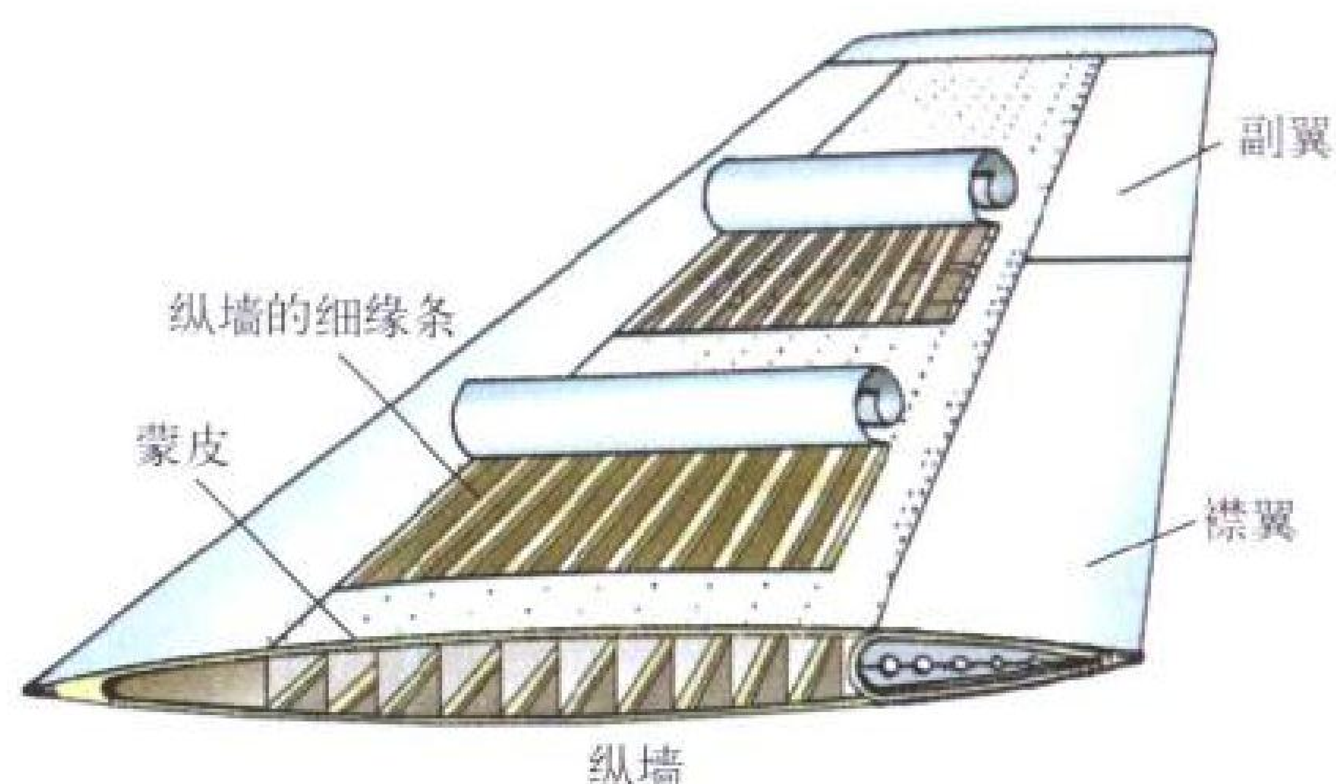
(撰写：戴明桢　修订：许伟武　审订：包德聪)

duopule daohang

多普勒导航　Doppler navigation　利用多普勒效应，实现飞行自主导航的方法。由多普勒导航雷达、航向姿态系统、导航计算机和控制显示器等设备组成。装在飞行器上的多普勒雷达，其发射机向地面发射 4 个波束的无线电波，经地面反射，回波被其接收机接收。由于飞行器相对地面运动产生了多普勒效应，回波的频率不等于发射波的频率，它们之间的频率差称为多普勒频率。多普勒频率的大小与飞行器相对于地面的运动速度有关，因此测得多普勒频率就可以得到飞行器相对地面的速度信息。航向姿态系统可测得飞行器的航行、姿态信息。这些信息经导航计算机解算，可得到飞行器在地理坐标系中，沿真北方向的速度分量和沿正东方向的速度分量，这些速度分量对时间进行积分运算就可以得出飞行器沿真北、正东两个方向的飞行距离。由于已知地球平均半径，就可以把飞行距离换算成飞行器经度、纬度的增量。以飞行器起飞点位置作为初始经、纬度加上经、纬度的增量就可以得到飞行器的即时位置。进而就可以解算出从当前位置到目的地，飞行器应飞航向和待飞距离等导航参数，这些参数可以在控制显示器上显示出来，也可以送到自动飞行控制系统，使飞行器按应飞航向飞行，沿着预定航线到达目的地。　　(撰写：张宏诚　审订：郝广前)

duoqiang jiegou

多墙结构　multi-walled structure　又称多腹板结构。一种无强的翼梁、无长桁、翼肋少并有较多纵墙的蒙皮翼面结构。该类结构形式常用于高速飞机小展弦比薄翼结构，如美国的 F-4，F-104，F-16 的机翼都采用了多墙结构。按照墙的结构特点又可分为两类：一类是由腹板和缘条组成纵墙，是正常的多墙结构；另一类是由支柱和缘条组成纵墙——“支柱墙”，称之为多支柱结构。前者承载能力较高，后者提供了较通畅的装配施工通路。多墙结构是从加筋板结构发展而来的。但对于小展弦比薄翼结构，为满足强度和刚度的要求，往往要采用厚蒙皮(一般大于 5 mm)。如继续使用加



多墙式机翼

筋板结构，须配以很强的加筋条支持才能满足提高厚蒙皮失稳破坏载荷的要求。薄翼的翼型高度低，限制了加筋条高度的增加，加筋条已不能满足对厚蒙皮的支持要求，如能把上下翼面的加筋条连成整体构成“墙”，就能满足对厚蒙皮的支持要求，提高其失稳破坏载荷。多墙结构即由此而来。多墙结构的主要承力特点是：以厚蒙皮和纵墙承受弯矩引起的主要纵向载荷；充分利用剖面结构高度，材料利用率高；纵墙对厚蒙皮的支持效果好，故其总体破坏载荷高。多墙结构具有较高的结构效率，在战斗机的翼面结构上得到广泛的应用。　　(撰写：章怡宁　沈　漳　审订：何君毅)

duoxinpian mokuai

多芯片模块　multi-chip module　由若干集成电路裸片互连在高密度多层布线基板上，并封装在管壳中能完成一定功能的模块。它是一种利用先进的微电子组装技术而做成的高级混合组件，是目前能最大限度发挥高集成度、高速半导体集成电路性能，并且是用以制作高速电子系统，达到电子整机小型化的最有效的途径。多芯片模块具有一系列突出优点：(1) 将多块未封装的 IC 芯片高密度安装在多层基板上，省去了 IC 的封装材料和工艺，节约了原材料，简化了制造工艺，极大地缩小了体积，减轻了重量；(2) 互连线长度极大缩短，信号延迟时间明显减小；(3) 将数字电路、模拟电路、功能器件、光电器件、微波器件等合理地制作在同一部件内，构成多功能高性能子系统或系统；(4) 避免了单块 IC 封装的热阻、引线及焊接等一系列问题，使产品的可靠性获得极大提高。按多层互连基板的结构和工艺技术来分，多芯片模块可分为 MCM-L (高密度 PWB 基板)、MCM-C (共烧陶瓷基板)、MCM-D (采用硅片制造技术的薄膜布线基板)和 MCM-C/D (在共烧陶瓷上形成的薄膜布线基板) 4 种类型。多芯片模块已广泛应用于军事、航空航天、计算机、通信、汽车和商用产品中。(撰写：王志松　审订：金德琨)

duoyongtu kongzhi xianshi danyuan

多用途控制显示单元　multi-purpose control and display unit

(MCDU) 有显示功能的多种用途综合控制部件。由航空电子接口、数据处理、控制和显示的功能模块组成。提供一个包括行选择键、专用方式/功能键、字母/数字键和指示装置的键盘面板(其主要作用参见控制显示单元)。通过对键盘的操作，选择不同的显示页面，实现人工选择子系统的连接；提供嵌入式系统的控制参数、操作方式和完成操作所需要的全部功能，并可代替 EFIS 和 EICAS 的控制装置；能按预定计划与多个子系统进行通信；进行导航数据处理和生成地图显示所要求的格式数据；提供备用的导航数据源、无线电管理和显示控制。提供足够的数据显示有效空间，并以菜单的形式显示不同飞行阶段驾驶员所要求的各种不同的页面；具有内部操作软件和能为其他子系统加载所必需的软件；有系统维护和自检功能。在现代飞机中，MCDU 使用高亮度、高分辨率的彩色液晶显示器代替彩色 CRT，MCDU 代替 ACARS、AIDS、CFDS 和其他子系统的专用控制和显示单元，使系统降低成本、减轻重量、减小体积，达到航空电子最佳化，灵活地适应其他子系统；同时简化了座舱配置，便于机组人员的操作和训练。(撰写：岑国荣 审订：顾世敏)

duoyongtu zhandouji

多用途战斗机 multi-role fighter 见战斗机。



美国 F-16 多用途战斗机



duozhi tongxin

多址通信 multiaddress communication 见电子卷。



eding gonglü

额定功率 normal rating 涡轮螺旋桨和涡轮轴等发动机在油门置于额定状态位置时所产生的功率。参见额定状态。

（撰写：张 津 审订：陈大光）

eding zhuangtai

额定状态 normal rating 俄罗斯发动机及其衍生的发动机使用的一种主要工作状态。在地面试车条件下额定状态的推力为最大推力的80%～85%，转速为最大转速的95%左右。涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机也规定有额定状态。在此状态下发动机的连续工作时间在规定的寿命期内不受限制。一般常在飞机爬高时使用。（撰写：张 津 审订：陈大光）

er ci dianyuan

二次电源 secondary electrical power supply 将主电源的部分电能变换成一种或多种形式电能的装置，以满足不同用电设备的需要。如低压直流电源系统中，有变流机、静止变流器、直流变换器，将直流电变换成交流电或不同电压大小的直流电。在交流电源系统中，有变压整流器和变压器，将交流电变换成直流电或不同电压的交流电。

（撰写：丁道宏 审订：杨燕生）

er ci jianshi leida

二次监视雷达 secondary surveillance radar (SSR) 又称空中交通管制雷达信标系统(ATCRBS)。二次监视雷达和一次监视雷达(PSR)工作方式不同，它是由地面询问机和机载应答机组成的问答式的被动雷达。先由地面询问机以1030 MHz载频发射一定模式的编码询问信号，应答机根据收到的询问模式经解码和模式识别后，如果符合约定格式，才予以1090 MHz载频向询问机发射相应的编码应答信号。地面询问机接收到应答信号后，经译码、处理后，把相应的飞机代码、距离、方位和高度信息显示在终端显示器上。地面询问机由雷达天线、双工器、接收机、发射机、模式编译码器和显示终端等部件组成。询问信号通常有A、B、C、D 4种模式，ATCRBS只用A、C两种模式，A模式用于飞机识别，C模式用于获取高度信息。SSR一问一答的工作特点克服了PSR的缺点，其优点主要为：在相同作用距离情况下，SSR比PSR发射功率要小；询问信号和应答信号载频不同、编码不同，有效地消除了杂波干扰；提供更丰富的信息，如目标距离、方位、高度数据、飞机代码和特殊代码等信息。离散选址信标系统(DABS)是具有选址能力的二次监视雷达，称为S模式二次监视雷达。

（撰写：薛文安 审订：周其焕）

er ci sunshang

二次损伤 secondary damage 由一个设备或部件出现故障而造成其他设备或人员的直接实际损伤。例如，对于机匣无包容性的航空发动机来说，如飞行中涡轮叶片断裂，就可能穿透机匣，打伤机上人员或周围部件。这里的人员或设备的伤害就是涡轮叶片断裂故障模式所造成的二次损伤。燃气从被打坏的机匣中冒出所引起的人员和飞机其他部件的烧伤，也是此故障模式所造成的二次损伤。

（撰写：王立群 审订：姬永兴）

er gu liu

二股流 secondary air 通过主燃孔、掺混孔和冷却孔进入火焰筒的空气以及从燃烧室尾部流出冷却涡轮的空气。通过主燃孔进入火焰筒的空气与主气流混合形成横向射流，主要起两个作用：(1)切断主燃区强烈旋转流动造成的高温涡束；(2)为主燃区补充新鲜空气。这股空气大约有一半左右的流量是进入主燃区参与燃烧的。主燃区的空气经火焰筒头部的稳定装置及主燃孔供应。进入主燃区的空气量约占总空气量的25%左右，并将随着燃烧室温度的提高而进一步增加。供掺混、降温和冷却的空气量约占空气量的75%左右。

（撰写：吴文东 审订：王洪铭）

er ji weixiu

二级维修 intermediate maintenance 又称中继级维修、中间级维修或野战维修。由基层单位建制的修理厂承担的航空装备维修。其内容包括：较大的定期检查、中小深度的修理、简单零部件的制作等。它是三级维修体制中的中间层次的维修。



修理厂中进行的二级维修

（撰写：王立群 审订：甘晓华）

er ji weixiu peitao zhuanye renyuan

二级维修配套专业人员 intermediate level maintenance manning 根据二级维修作业需要配备的作业和管理人员的统称。主要包括：修理厂厂长、生产计划股股长、技术股股长、器材股股长(修理厂器材助理)、质量检验股股长、质量控制室主任、车间主任(空军师和飞行学院的修理厂分队长)、修理厂修理助理、修理组长、修理机械师(专业师)及修理员工。其基本任务是组织实施航空装备的部队修理、及时地修复有故障和战伤的航空装备，恢复其战术技术性能，充分发挥装备的效用，保证作战训练的需要。

（撰写：侯志刚 审订：王立群）

er ji weixiu shebei

二级维修设备 intermediate level support equipment 进行二级维修所需的和作为其辅助手段的各项设备的统称。二级维修设备配属于部队修理厂（轰炸机和运输机部队师修理厂、飞行学院修理厂和军区空军航空中心修理厂）。主要包括：较大定期检修用的通用与专用设备，精度高于定期检修设备的检测和校验设备，以及修理工艺设备等。它们由指定的人员负责使用与保管，用于飞机及其设备、机件的中修、大修，部分零件的修配和制做，系统与设备的测试和校验，改装，以及较大的定期检修工作。

（撰写：侯志刚 审订：王立群）

er lei jishu ziliao

二类技术资料 secondary technical data 用户进行二级、三级维修所必需的技术资料。这些资料是配套要求的资料，载有只适用于用户集团或特殊用户所需的资料。如：《飞机图解零部件目录》、《发动机大修手册》、《机载设备故障分析手册》等。它相当于美国民用《航空产品技术资料编写规范》(ATA 100) 中的第二类资料——配套要求的资料。二类技术资料的编审和交付时间与方式，需由使用方与承制方在型号的《装备综合保障工作计划》或签订的合同中明确规定。二类技术资料的编制费用，可以打入飞机研制费用，也可以按合同单独支付。各型飞机二类技术资料的具体项目，由使用方和承制方在相关的文件或合同中规定。

（撰写：胡成立 审订：王立群）

er wei fengdong

二维风洞 two-dimensional wind tunnel 又称二元风洞。试验段内的气流为二维流动的风洞。它主要用于翼型试验，有直流式和回流式两类。这种风洞有一个高宽比很大 (2.5 ~ 4.0) 的试验段。它对流场品质要求较高，尤其要求有低的湍流度。实验时将一段翼型相同的等弦长机翼模型安装在风洞试验段两侧壁间，测量翼型的空气动力特性。由于侧壁效应，常改变流动的二元性，特别是在超临界流动状态，可采用吸除侧壁边界层的方法解决。许多可变试验段的风洞都有替换用的二维试验段。有的三维风洞备有二维试验段插件，通常有端板型和收缩型两种。端板型插件由两块平板组成，其上、下端与风洞上、下壁相接，两壁板之间构成二维试验段。收缩型插件也由两块连接于上、下壁的垂直板组成，但它使通过收缩段的气流继续收缩而进入二维试验段。其优点是增加了收缩比，使二维试验段内的流场品质较好。

（撰写：范洁川 审订：吕志咏）

er wei liudong

二维流动 two-dimensional flow 又称二元流动。流体的速度、压力等变量只依赖于两个空间坐标而与另一坐标无关的流动。平面流动是一种二维流动，这种流动的流线处在相互平行的平面上，且每个平面上的流动情况都相同。无限翼展直机翼绕流，如果机翼有相同剖面、无扭转、且自由来流与机翼前缘垂直，则流动是二维流动，也是平面流动。研究这种流动，只要考虑一个流动平面，即研究翼型的绕流。如果将上述无限翼展机翼斜置在无粘性气流中，表面上看，像三维流动，实际上，只要将一个坐标取为沿机翼前缘方向，则流动变量将不随该坐标而变，因而仍然是二维流动，但不是平面流动。二维流动经常是实际三维流动的一种简化，以便于数学处理。在旋转叶轮机械中，通常用柱坐标系 $(r,\ \theta,\ z)$ 来描述气体流动状态。实际上压气机中气体流动是三维流动，但在 20 世纪 40 年代，燃气轮机发展初期，受到生产技术和计算技术条件的限制，在压气机气动计算中，通常采用轴对称假设，将气体流动方程简化为二维流的，其中气流参数仅是轴向坐标 z 和径向坐标 r 的函数。将叶片排之间测量截面上每一半径处沿周向平均的流动视为通过叶片排的流动。早期的亚声速压气机设计皆以二维叶栅试验数据为基础，用二维流方法计算。我国吴仲华教授提出的正弦曲线近似法，是有效方法之一。

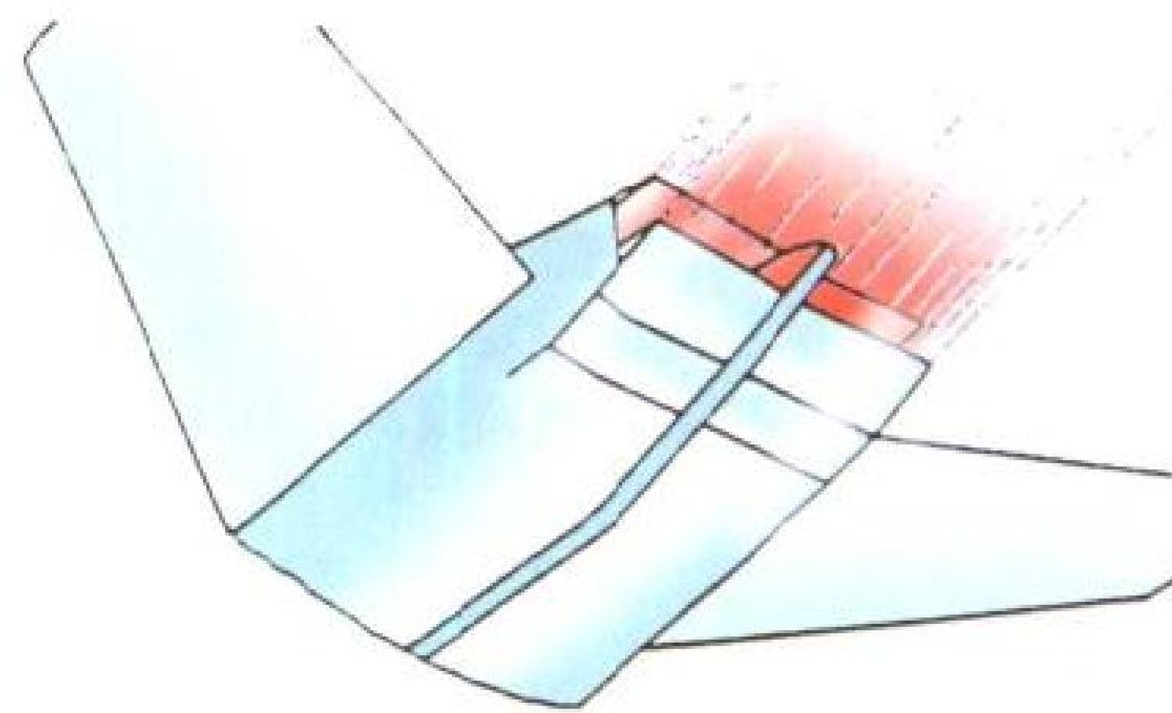
（撰写：李志广 黄明恪 审订：张仲寅）

er yuan jinqidao

二元进气道 two-dimensional inlet 又称二维进气道。进口截面形状为矩形或近似矩形的进气道。二元外压式或混压式进气道的预压缩面为楔板，可分为压缩楔面水平放置和垂直放置两种情况。二元进气道调节方便，与机体一体化设计布局较合理，应用较多。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

er yuan penguan

二元喷管 two-dimensional nozzle 横截面为矩形的尾喷管。主要优点是：(1) 容易使发动机与飞机后机体一体化，以获得较好的气动性能；(2) 减少红外辐射信号和雷达散射截面，增加飞机的生存力；(3) 易于实现推力矢量控制和推力反向。在同样的流道面积下矩形喷管的湿面积比轴对称的大，因而要求加强冷却，相应地降低最大加力时的推力；由于矩形喷管存在角区流动，将增加流动阻力，降低推力性能；从强度结构上矩形喷管还将增大喷管壁壁厚及结构重量。近代



二元喷管示意图

先进军用飞机要求增加机动性和生存力，矩形喷管的研究和应用得到了较大的发展。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）



F

fadongji anzhuangjie

发动机安装节 engine mount 将发动机固定到飞行器上并将发动机的各种负荷传至飞行器的组件。每台发动机均有主、副安装节。在涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机中，主安装节承受推力、径向力和未被完全平衡掉的扭矩，副安装节仅承受径向力；在涡轮螺旋桨发动机中，主安装节承受扭矩、径向力和螺旋桨拉力，副安装节承受径向力。

（撰写：陈 光 审订：陈大光）

fadongji anzhuang sunshi

发动机安装损失 engine installation losses 发动机安装在飞机上，与进气道、尾喷管构成推进系统后，进气道和尾喷管内流以及部分外流阻力造成的推力损失。一架超声速飞机在亚声速巡航时这部分损失可达发动机非安装推力的 20% 甚至更高。安装损失与进气道及尾喷管的类型、飞行条件、流过发动机的空气流量、发动机直径、喷管直径和喷射气流的参数等有关。

（撰写：陈大光 审订：陈 光）

fadongji bihuan kongzhi

发动机闭环控制 engine closed-loop control 又称反馈控制或偏差控制。被控参数有反馈并与控制（干扰）信号之间有闭合回路的发动机控制。其原理是：控制装置对被控参数 x 进行测量，并与给定的基准值 x_0 相比较，得到偏差信号 $\varepsilon = x_0 - x$。通过控制装置的作用，使被控参数与给定值的偏差保持在容许的范围内。发动机稳态转速控制等属于这种闭环控制。闭环控制系统精度高，抗干扰性能强，可望获得较高的静态和动态指标。

（撰写：方 斌 审订：陈大光）

fadongji canshu caiji danyuan

发动机参数采集单元 engine data acquisition unit (EDAU) 又称发动机参数采集器。专门对飞机发动机的参数信息进行实时采集、调理和处理的机载电子设备。它具备与飞机的飞行数据记录器（FDR）的接口，以及与机载其他系统设备间的数据交换功能。它所采集的发动机参数和工作状态监控信息存储在坠毁幸存存储单元中，经地面飞行数据回放与分析系统处理后，可为飞机发动机状态监视（如喘振、碎屑、工作超限等）、发动机损伤情况、零部件的寿命分析及发现早期故障征候、发动机故障诊断与维护提供依据。

（撰写：伍奇贤 审订：蒋有达）

fadongjicang

发动机舱 engine compartment 飞机上用来安置航空发动机的舱段。舱内应设有灭火、隔热、冷却、通气等系统，并



客机发动机舱

应在设计上满足便于发动机和上述各系统检查、维护和更换的要求。（撰写：冯元生 修订：赵秀丽 审订：任源博）

fadongji chuanzhen yudu shiyan

发动机喘振裕度试验 engine surge margin test 通过测量喘振边界以确定发动机喘振裕度的试验。目前获得发动机喘振裕度的试验方法，是在压气机试验器上测定压气机特性，再将发动机试车台上获得的共同工作线叠加在压气机特性上来获得发动机的喘振裕度。试验研究表明：在发动机上压缩系统的喘振线与压气机部件试验器所获得结果是不同的，这是由发动机各转子的干扰、部件和发动机之间容腔差异、部件热传递不同所造成的。因此，在发动机上测定喘振裕度试验的方法有：

(1) 改变尾喷口面积，使工作点朝喘振边界移动。但缩小面积会受到涡轮前燃气温度增高的限制，为缓解这一问题又必须改变涡轮导向器喉道面积。

(2) 向风扇或压气机出口输入高压空气，使风扇和高压压气机工作点移向喘振边界，试验时要保持压气机转速不变。

(3) 燃油阶跃，向燃烧室供入逐渐加大的脉冲燃油，利用热节流效应来测定喘振边界，燃油脉冲周期为 0.5 s 。

(4) 喷水，利用水在燃烧室蒸发来测取喘振边界。

（撰写：叶培梁 审订：侯敏杰）

fadongji chuanzhen zengyabi sunshi

发动机喘振增压比损失 engine surge pressure ratio loss 压气机（风扇）喘振边界线下移造成的喘振增压比的损失。通常，进气畸变是造成喘振边界下移的最主要原因。

（撰写：陈大光 审订：陈 光）

fadongji dizhou pilao shiyan

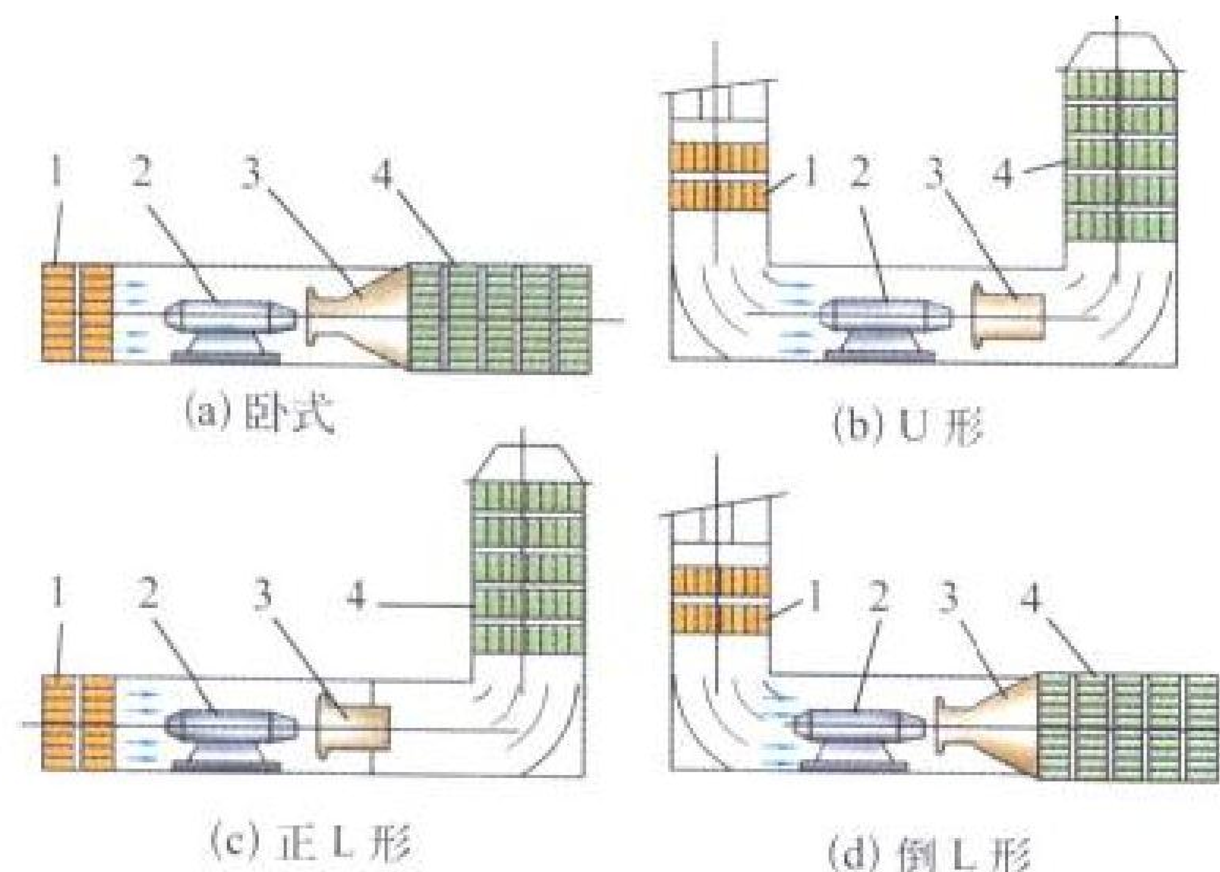
发动机低周疲劳试验 engine low cycle fatigue test 又称低循环疲劳试验。按发动机设计任务循环载荷、工作温度、使用寿命等要求，在试车台上考核发动机低周疲劳寿命的试验。为检查发动机的结构寿命，应至少进行一个寿命期的循环持久试车。试车前，应调整发动机的供油规律，以获得起动、再起动、加速时全部等于或大于设计值或最大值的起动加速温度；还应预先调整减速时的供油规律，以提供最大的

热冲击；用一个固定的出气口调节飞机引气，以提供最大的引气量；附件和飞机功率分出装置应加载，以提供最大的连续载荷。发动机的工作循环规定为：

起动发动机，加速到慢车并保持；加速到最大转速并保持；减速到慢车并保持；发动机停车，靠惯性运转到停转，冷却。（撰写：刘大响 审订：夏光义）

fadongji dimian shichetai

发动机地面试车台 ground test bed 用来检验和调整发动机性能、可靠性和工作寿命的试验装置。地面试车台可分为试验研究试车台和批生产试车台。试验研究试车台用于发动机调整试验、各部件匹配试验、性能试验、长期试车并最终进行国家试车。批生产试车台用来全面检查产品的质量，完成工厂试车、检验试车、交付试车和长期试车。试车台由试车间、操纵间、测力台架和试车台系统组成。



试车间的四种布局形式

1—带消声器的进气系统；2—被试发动机；3—引射筒；4—带消声器的排气系统

试车间包括进气系统、排气系统和固定发动机的台架。对于喷气发动机，台架应包括测力系统，对于涡轮轴和涡轮螺旋桨发动机则应包括测扭（测功）系统。试车间内要求气流速度不大于 10 m/s，以免影响推力的测量精度；进气部分的压力损失不大于 1000 ~ 1500 Pa；出口压力损失不大于 2000 ~ 3000 Pa。图中示出了试车间进、排气系统布局的四种形式，即卧式、U 形、正 L 形和倒 L 形。操纵间，也称观察间。观察间有观察窗、操纵台和监视检查发动机工作过程的仪表。试车台系统，包括燃油系统、滑油系统、液压油系统、27 V 直流电源系统、发电机加负荷的电气系统和吹风系统等。（撰写：叶培梁 审订：刘大响）

fadongji dingxing shiyan

发动机定型试验 engine qualification test (QT) 批准发动机小批生产及最终全面投产所进行的发动机和附件的全面试验、验证和分析。定型试验包括的项目在通用规范和型号规范中有详细规定，主要包括：两台发动机各进行 150 小时持久试车、发动机附件试验、高空试验、发动机环境和吞咽试验、发动机特性和燃油试验以及发动机结构试验、验收试验以及必要的装机飞行试验。如果发动机满意地完成了规定的定型试验，使用部门同意了定型试验的全部试验报告、验证报告和分析，发动机具有可接受的性能、稳定性和结构完整性，则确认该型号发动机定型合格，并可作为批准型号定型的依据。如试验中有任何故障或不足，则认为该型号发动机定型失败。（撰写：刘大响 审订：叶培梁）

fadongji duobianliang kongzhi

发动机多变量控制 engine multivariable control 基于现代控制理论的多输入—多输出控制。是相对于基于经典控制理论的发动机单变量控制而言的。现代高性能飞机的发动机结构日趋复杂，导致其控制变量数目多达 10 个以上，如主燃油流量、加力燃油流量、涡轮间隙冷却空气量、尾喷口喉道面积及出口面积、矢量喷管的矢量角、风扇导流叶片弯度、压气机静子叶片安装角、压气机放气活门放气面积、外涵道出口面积等。

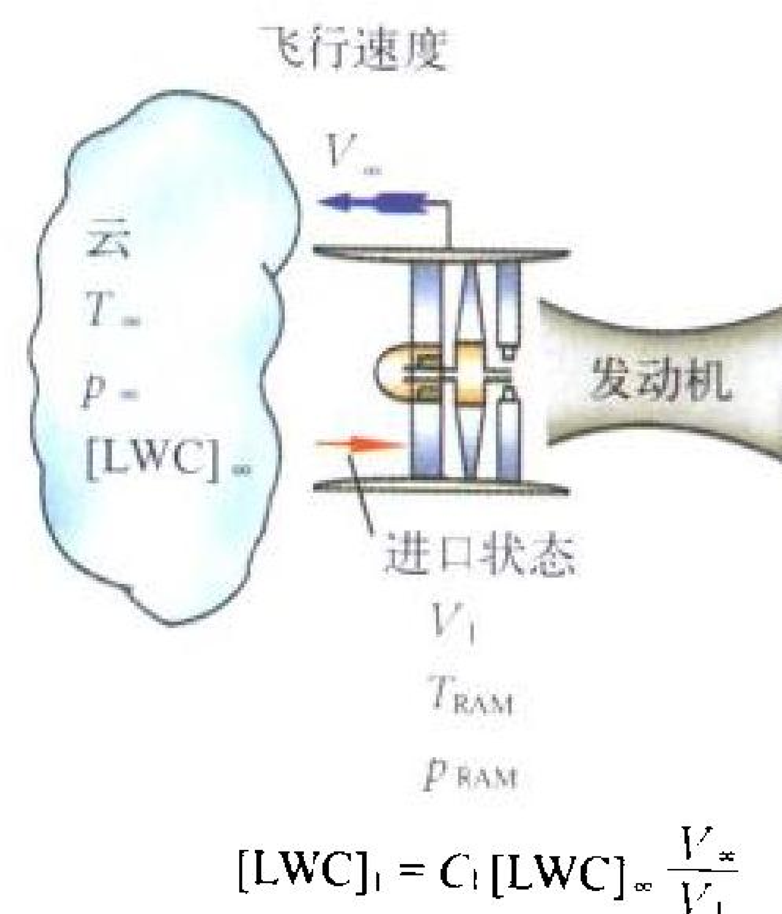
解决发动机多变量控制问题最好的方法是应用现代控制理论，因为这种方法能够考虑控制回路的干扰，很强调在出现各种外部扰动的条件下保持最佳的发动机性能和可靠的工作。

目前正在研究的发动机多变量控制方法有：线性二次型控制、模态自适应最佳化控制和鲁棒控制等。这些方法还处于开发研究阶段，没有真正应用到型号工程中。具体工程实现必须利用数字式电子控制器。

（撰写：孟庆明 审订：陈大光）

fadongji fangbing shiyan

发动机防冰试验 engine anti-icing test 验证发动机防冰系统是否达到设计要求和不防冰部位迎风表面上结冰对发动机性能影响的一些试验。它包括：(1) 地面模拟结冰试验：有两种地面试验方法和设备：① 用喷雾架模拟所需结冰云层，进行海平面常压试验；② 利用发动机喷气或抽气风扇使冰风洞试验段达到所需“飞行高度”，用喷雾架模拟所需结冰云层，进行模拟高空的冰风洞试验。(2) 模拟结冰飞行试验：用水槽飞机模拟所需结冰气象参数，载有被试发动机的飞机随后飞行并测取有关数据。(3) 自然结冰飞行试验：装有被试发



$$[LWC]_1 = C_1 [LWC]_\infty \frac{V_\infty}{V_1}$$

发动机自然结冰飞行试验示意图

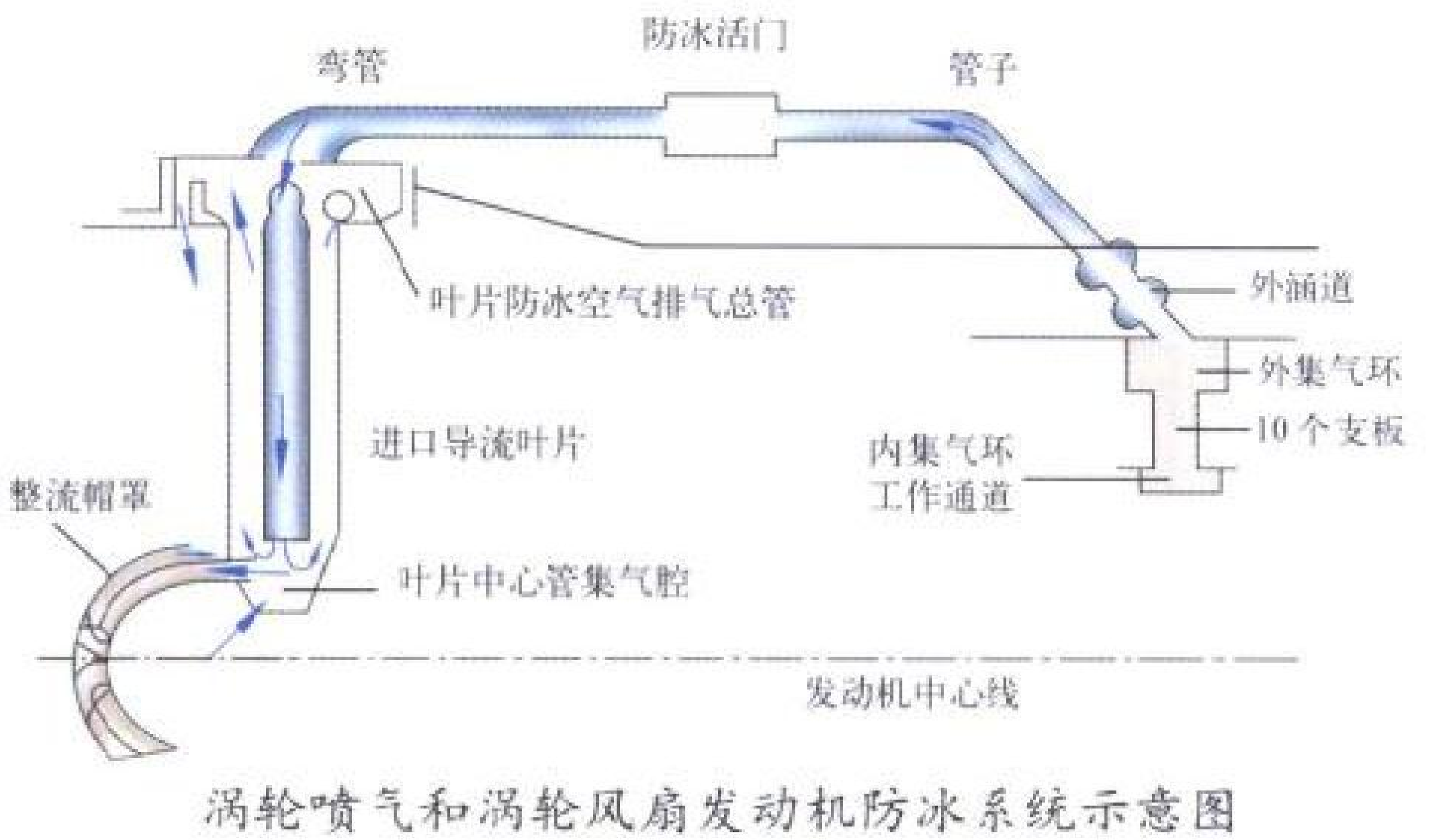
注：LWC 表示液态水含量

动机的飞机飞经符合预定结冰气象条件的云层，测取有关数据。在发动机防冰系统设计及适航取证时都需进行地面模拟结冰试验，它可很快地比较并确定发动机防冰方案。自然结冰飞行试验仅用于新发动机防冰系统性能的最后鉴定和适航取证。由于很难找到安全符合预定要求的云层，致使该试验耗费巨大，因而有时只能用模拟结冰飞行试验来代替，或在接近预定要求的云层中试飞，根据测得和计算的数据分析估价系统的防护能力。（撰写：裘燮纲 审订：袁修干）

fadongji fangbing xitong

发动机防冰系统 engine anti-icing system 防止在发动机进气机匣、进口导流叶片和整流帽罩等零组件上结冰的系

统。发动机在一定的温度、湿度条件下运行，靠近发动机进口迎风面上的非转动零组件，如进气机匣、进口导流叶片和整流帽罩的表面上可能结冰。这会引起发动机推力损失、振动加剧，甚至喘振或熄火，冰块掉落时还会损伤发动机。防冰系统的任务就是在结冰条件下采取加热上述零组件的措施以防结冰。加热的热源有热空气和电阻膜片两类。在涡轮喷



涡轮喷气和涡轮风扇发动机防冰系统示意图

气和涡轮风扇发动机上，防冰系统通常由高压压气机适当级引出热空气，并通过输气管流到进口导流叶片和整流帽罩专门设置的内部防冰空气流路，对零组件进行对流或再结合气膜加热防护后排入主通道中。输气管中间还设置防冰活门，用来提供防冰空气的接通或断开控制。发动机防冰系统的布置如图所示。在涡轮螺旋桨、涡轮轴发动机上，通常用发动机润滑系统中的热滑油对进气机匣加温防冰，涡轮螺旋桨发动机中桨叶根部一般采用电阻膜片方式防冰。

（撰写：杨燕生　审订：陈　光）

fadongji fangzhen moxing

发动机仿真模型　engine simulation model　描述发动机物理过程的数学关系。这种关系可以用微分方程、差分方程、状态方程或传递函数表示。根据不同的目的和任务，可以得出不同类型的发动机数学模型，最常用的有基于分段线性化的“小偏差”线性模型，它可用状态方程表示。还有全飞行包线的发动机部件级气动热力学特性大偏差非线性模型，这种模型对每个发动机部件用描述稳态性能特性的一组图线来表征，各个部件模型用混合容积连接起来，该容积考虑了发动机内部质量的储存。转子转速通过剩余力矩的积分来计算。变几何形状的影响效果作为对固定几何形状的性能特性线的修正引入模型。发动机实时模型就是时间比例尺为 1∶1 的模型。上面所述的两种模型都可以作为实时模型来用，关键问题是要具备运算速度极快的计算机系统。工程实践中解决发动机模型能实时地甚至是超实时工作的技术途径有：(1) 在具有一定保真度的条件下尽量简化模型；(2) 采用多微处理机并行处理技术。实时模型是发动机模态自适应最佳化控制、解析余度技术和综合模拟试验技术必需的基础。此外，还有发动机稳态性能模型，它是计算发动机推力、耗油率和燃油流量的模型，又可分为设计点性能和非设计点性能两种模型。

发动机建模方法有解析法和试验法。在实际工作中往往是将解析法和试验法结合起来应用。

（撰写：孟庆明　审订：陈大光）

fadongji feixing shiyantai

发动机飞行试验台　aero-engine flight test bed　用专用试验飞机对航空发动机及其有关系统进行飞行试验的装置。通常用多发动机的大型运输机或轰炸机改装而成。试验的发动机不作为其主要动力，可装在机身下方、侧方、上方或飞机的某一发动机舱或炸弹舱内。

（撰写：杜鹤龄　审订：刘大响）

fadongji feixing xiaoshi

发动机飞行小时　engine flight hours (EFH)　航空发动机累积工作时间的量度单位。由于航空发动机既在空中工作（大部分时间），又在地面工作（少部分地面工作时间，以小时计，修正后累加到飞行时间中），两者工作条件又有较大差别，为便于统一计量，以发动机飞行小时（EFH）作为统一的量度单位，并将 EFH = 空中工作时间 + K ×（地面工作时间）作为计算公式，式中 K 为修正系数。

（撰写：陈　光　审订：陈大光）

fadongji feixing zaihepu celiang

发动机飞行载荷谱测量　engine flight load spectrum measurement　为编制发动机在使用过程中所承受的载荷类型、数值、分布与作用时间的图谱所进行的飞行测量。它是发动机结构设计、地面各种强度模拟试验、可靠性试验和寿命估算的基本依据，也是制定发动机强度规范的重要依据。发动机飞行载荷谱一般以典型飞行任务剖面和工作循环来表示。通过安装在飞机发动机上的监控系统测量发动机工作循环的特征参数，如飞行高度、马赫数、角速度、角加速度及发动机转速、燃气温度和功率等，经过统计分析编制发动机飞行载荷谱。对于某一构件的飞行载荷谱也可用该构件的工作温度、应力或应变谱来直接表示。

（撰写：刘选民　修订：李振西　审订：张克荣）

fadongji gongzuo shiyongxing

发动机工作适用性　engine operability　简称发动机适用性。发动机装到飞机上，在规定的工作包线范围内，在规定的环境和飞机姿态条件下，正常完成各种规定功能的能力。要求发动机在寿命期内稳定工作或只出现可接受的、轻微的而且是可恢复的气动不稳定。所谓不稳定主要是指压气机或风扇的旋转失速、喘振和颤振，超声速进气道的喘振，以及加力燃烧室的振荡燃烧等。进气道与发动机的相容性及发动机各部件匹配后的压气机稳定性是当前评定发动机工作适用性的一个重要方面。对歼击机用的发动机，还要具备当发动机吸入飞机发射武器的排气时，不失速、不喘振、不熄火的能力。（撰写：张　津　修订：陈大光　审订：陈　光）

fadongji gongzuo texing shifei

发动机工作特性试飞　engine operating characteristics flight test　发动机装机后，在飞机飞行包线和发动机工作极限范围内，为检查在发动机型号规范规定的正常和应急情况下各项工作特性而进行的飞行试验。主要试验项目有：发动机风车特性及空中起动性能测定，加速性及节流工作稳定性试验，加力燃烧室工作稳定性和接通、切断可靠性试验，滑油系统试验，发动机工作稳定性（喘振与失速）试验，反推力装置工作检查及发动机全寿命试飞等。试验按发动机型号规范要求分配各状态的工作时间。通过发动机工作特性试飞可以确定发动机的工作特性、使用特点和缺陷，为进一步改进设计提供依据。（撰写：刘选民　修订：李振西　审订：屈见忠）

fadongji gongzuo zhuangtai

发动机工作状态 engine power ratings 发动机停车及起动后在各种负荷下运转的状态。飞行器的不同飞行航段对发动机推力(或功率)有不同的要求，因而发动机有不同的使用工作状态。在每种工作状态下工作负荷不同，为保证发动机工作安全可靠，对大负荷的工作状态要限制使用时间。发动机的各种工作状态对应着不同的油门杆(或功率杆)位置，驾驶员通过操纵油门杆或功率杆，或两者来控制发动机工作状态。对于不同的发动机，由于使用要求不同，工作状态的划分也不尽相同。例如，对于现代军用加力涡轮喷气和涡轮风扇发动机，按油门由小到大的顺序，发动机的主要工作状态依次为停车状态、地面慢车状态、空中慢车状态、最大连续状态、中间状态、最小加力状态和最大状态。装有反推力装置的发动机，还有反推力状态。对于不加力的民用涡轮风扇发动机，其最大状态相当于加力发动机的中间状态。对于安装多台发动机的民用飞机和直升机，有些发动机设有应急工作状态，以备一台发动机失效时可使其余发动机在超过最大状态下运转，以保证飞行安全。

发动机从一个工作状态改变到另一个工作状态的过程称为过渡工作状态(也称为非稳定工作状态)，其特点为发动机推力或功率和工作过程参数随时间变化，如发动机起动和停车过程、驾驶员推(收)油门杆使发动机加速(或减速)过程以及接通加力或切断加力过程等。发动机各主要工作状态和各过渡过程都规定有严格的性能指标。

(撰写：张 津 审订：陈大光)

fadongji gonglü

发动机功率 engine power 发动机在单位时间内所做的功。对于以螺旋桨为推进器的活塞发动机和涡轮螺旋桨发动机、以旋翼为推进器的直升机用涡轮轴发动机以及工业用燃气轮机等，均以功率作为衡量发动机工作能力的指标。常用的性能指标有轴功率和当量功率。对于喷气推进的发动机，其推进功率等于推力和飞行速度的乘积。

(撰写：张 津 审订：陈大光)

fadongji guzhang

发动机故障 engine failure 由于各种原因使发动机出现不能完成规定任务的状态。表现为：由于发动机故障，迫使发动机停车或减小油门，致使发动机推力或功率下降超过正常值的 10% 或 10% 以上，15 min 内不能使发动机起动，振动值超标，滑油消耗量过大等。引起发动机出现故障的原因则是多方面的：零件、组件、成件出现故障。例如零组件的变形、损坏、破裂；附件丧失功能；部件丧失应有的功能；部件间正常的协调工作被破坏；各系统出现故障等。

(撰写：陈 光 审订：陈大光)

fadongji guzhanglü

发动机故障率 engine failure rate 发动机平均每 1000 飞行小时出现的故障次数。航空发动机可靠性指标之一。此处所指的发动机工作时间通常是飞行小时，它的地面工作小时通常按 5 : 1 的比例折合成飞行小时。常用的发动机故障率有两种。一种是平均故障率，即一个单位在一定时期内，发动机故障总次数与发动机总飞行时间之比。其倒数为发动机的平均故障间隔时间，是一种常用的发动机可靠性参数。另一种为条件故障率，即在发动机于某一时刻之前并未发生故障的条件下，在该时刻后的单位飞行小时内发生故障的概率，又称瞬时故障率，也是常用的发动机可靠性参数。

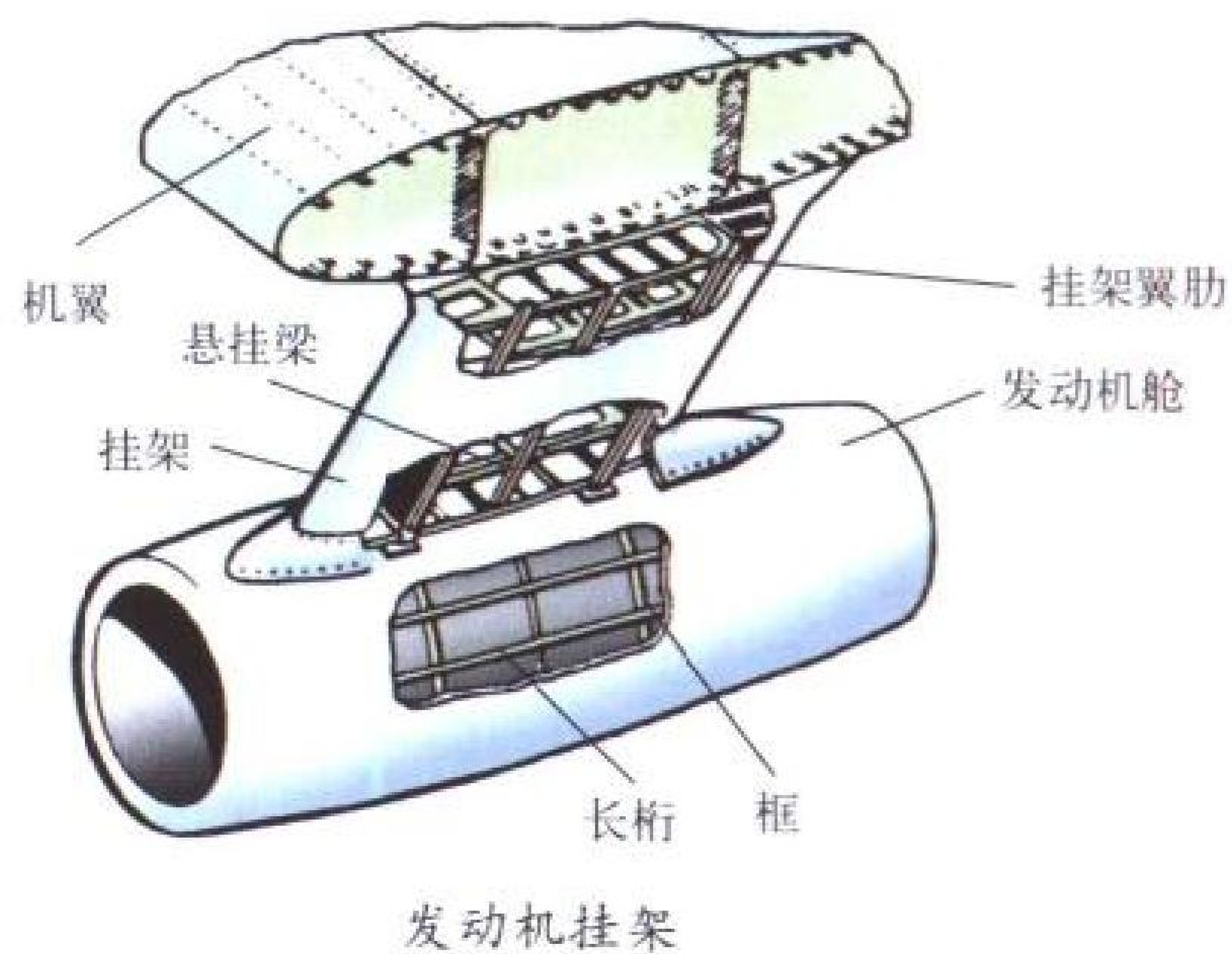
(撰写：王立群 审订：甘晓华)

fadongji guzhang zhenduan

发动机故障诊断 engine fault diagnosis 通过检测发动机状态，寻找发动机故障、指出故障原因和部位，必要时报警或采取安全措施的综合技术保障手段。用来提高发动机可靠性和飞行安全性。利用在发动机上安装大量传感器，以检测监视反映发动机工作的性能参数、机械参数、飞行参数和系统工作偏差的物理过程参数，对发动机健康状况、变化趋势和寿命消耗完成自动化综合分析。它的功能有：(1) 提供飞行中或地面上出现事件数据；(2) 利用测量数据确定发动机在空中工作状态；(3) 提供累计信息确定发动机寿命消耗；(4) 利用气动热力参数、振动和滑油系统的数据对发动机进行故障诊断。发动机监视可分为短期、中期和长期三种类型。短期是对每次飞行或地面数据进行监视；中期是对一段时间发动机参数和状态进行监视；长期是对发动机性能衰退和寿命消耗进行监视。诊断系统由机载和地面两部分组成。今后的发展方向是提高诊断精度，提高实时性，发展综合诊断技术，以及建立集成化和高度智能化的发动机故障诊断和维护的专家系统。 (撰写：吴行章 修订：陈大光 审订：叶培梁)

fadongji guajia

发动机挂架 engine pylon 飞机上用来在外部吊装发动机短舱的装置。其数量和位置根据飞机上所装发动机的数量和位置的不同而改变。在多发动机涡轮螺旋桨飞机上多对称设置在机翼上；在喷气式客机上，有的对称设置在两侧机翼的前下方，有的则设置在机身尾段两侧或上方。



发动机挂架

(撰写：赵秀丽 审订：任源博)

fadongji huanjing shiyan

发动机环境试验 engine environmental test 检查发动机及其附件在不同环境条件下的工作适应性以及环境对发动机影响的试验。它是发动机定型试验的一个组成部分，用于试验的发动机应与持久试车发动机的零件目录和结构相同。发动机环境试验的主要内容包括：高、低温起动和加速试验，环境结冰和防冰试验，腐蚀敏感性试验，吞鸟试验，外物损伤试验，吞冰试验，吞砂试验，吞入大气中液态水试验，吞入火药气体试验，噪声试验，侧风、突风和尾风试验，排气污染试验。在每次试验前后都应校准发动机，以确定试验过程中出现的稳态和瞬态性能的恶化程度。试验时使用的燃油

应符合 GB 438 和 GB 1788 的规定要求。上述试验可以在地面设备、高空模拟试车台或专门的环境试验设备上进行，也可以在飞行试验中进行。（撰写：叶培梁　审订：刘大响）

fadongji jidong zaihe

发动机机动载荷　engine maneuvering load　又称惯性载荷。飞机作机动飞行时，由发动机机匣、静子和转子等的质量效应所引起的载荷。机动载荷是发动机安装节、机匣和转子—支承（轴承）系统所承受的重要载荷之一。当飞机加、减速时，对零部件产生沿发动机轴向的惯性载荷；当飞机转弯、盘旋、俯冲拉起时，除对零部件产生离心惯性载荷外，对转子还作用有陀螺力矩。

（撰写：沈丙炎　修订：陈光　审订：陈大光）

F

fadongji jisuan jiegou lixue

发动机计算结构力学　engine computational structure dynamics　应用电子计算机和数值方法，分析、研究发动机主要零部件的强度、振动、寿命和结构可靠性的学科。研究对象为发动机盘类、轴类、叶片类、机匣类和轴承、齿轮类等主要零部件。数值计算和模拟以有限元法为主。发动机计算结构力学有助于深化对发动机主要零部件在各种可能的工作条件下工作情况的理解，导出新的设计概念，大量减少零部件试验，因而能有效降低发动机研制成本、减少风险和缩短研制周期。发动机计算结构力学在发动机研究、发展、设计与研制中的地位越来越显得重要。

（撰写：李其汉　审订：陈光）

fadongji jisuan liuti lixue

发动机计算流体力学　engine computational fluid dynamics　应用电子计算机和数值方法，在给定的初始和边界条件下，求解控制发动机中气流复杂的物理和化学过程的基本微分方程组，对发动机各主要部件的气流流场进行数值模拟的学科。主要研究对象为发动机各主要部件，如进气道、压气机、燃烧室、涡轮、加力燃烧室和尾喷管等。除对发动机内流流场进行流体力学计算外，也需对整个推进系统的内、外流场进行数值模拟，以便对推进系统进行优化设计，提高推进系统性能。由于各部件中流动规律不尽相同，各部件流场数值计算方法都各有特色，形成了各自的学科分支。发动机计算流体力学有助于深化对发动机中气动热力过程的认识，产生新的设计概念，大量减少大尺寸部件试验，因而能有效降低发动机研制成本、减少风险和缩短研制周期。发动机计算流体力学在发动机研究、发展、设计与研制中的地位越来越显得重要。（撰写：陈大光　审订：陈光）

fadongji jiasuxing

发动机加速性　engine acceleration　发动机从指定的低推力（或低功率）状态过渡到指定的高推力（或高功率）状态的能力。用加速时间来衡量发动机加速性的好坏，加速时间越短，飞机机动性越好。快推油门杆使发动机加速时，完成 95% 推力变化所需的时间为加速时间。对于加力涡轮喷气或涡轮风扇发动机，从慢车状态加速到最大状态的加速时间包括转子加速所需的时间和接通加力并从最小加力状态达到最大状态所需的时间。对于现代典型加力涡轮风扇发动机，从慢车状态到最大状态的加速时间为 7 s 左右，从慢车状态到中间状态的加速时间为 3 ～ 5 s。后者只反映转子加速所需的时间。缩短加速时间受到压气机喘振、高空富油熄火和涡轮前燃气温度过高的限制。（撰写：张津　审订：陈大光）

fadongji jiansuxing

发动机减速性　engine deceleration　发动机从指定的高推力（或高功率）状态过渡到指定的低推力（或低功率）状态的能力。用减速时间来衡量发动机减速性的好坏，减速时间越短，飞机机动性越好。快收油门杆使发动机减速时，完成 95% 推力变化所需的时间为减速时间。对于加力涡轮喷气或涡轮风扇发动机，从最大状态减速到慢车状态的减速时间包括从最大状态到最小加力状态的时间、切断加力的时间和转子减速所需的时间；对于单转子涡轮喷气发动机，减速时间很短，所受限制很少；而对于双转子涡轮喷气发动机，减少减速时间受到低压压气机喘振的限制。

（撰写：张津　审订：陈大光）

fadongji jiegou jingqiangdu

发动机结构静强度　static strength of engine structure　发动机结构在工作条件下承受静载荷的能力。研究静强度时，除了研究承载能力外，还包括发动机结构抵抗变形的能力（刚度）和在载荷作用下的应力分布和变形。通常应对叶片、轮盘、轴、机匣、齿轮及连接件等进行静强度计算。发动机静强度的分析结果还可以为疲劳、断裂、蠕变等强度分析所用。目前，各种有限元法的计算程序已广泛应用于发动机静强度分析，它可以较精确地在设计中对复杂的构件（包括各向同性材料和各向异性材料）进行线弹性分析、弹塑性分析、材料非线性和几何非线性分析、最优化分析，从而取得更符合实际的结果。为了保证发动机工作可靠，通常静强度分析的结果还必须通过各种发动机构件的强度试验来验证。

（撰写：郑光华　修订：陈光　审订：陈大光）

fadongji jiegou shiyan

发动机结构试验　engine structural test　在实际或模拟的载荷和温度条件下，对发动机或其零部件进行的机械强度试验。目的是验证发动机或部件的可靠性和寿命。型号规范规定的结构试验，在飞行前规定试验和定型试验两个阶段都要进行，其具体要求在有关规范中分别作了规定。飞行前规定试验阶段的结构试验包括：(1) 发动机压力试验；(2) 转子结构完整性试验（超转、超温和轮盘破裂试验）；(3) 发动机静力试验；(4) 姿态试验。定型试验阶段的结构试验包括：(1) 发动机压力试验（或发动机强度试验）；(2) 低周疲劳试验；(3) 包容性试验（机匣包容试验）；(4) 转子结构完整性试验（轮盘超转试验、超温试验和轮盘破裂试验）；(5) 发动机静力试验；(6) 振动和应力试验；(7) 陀螺试验。这 7 项试验，应采用与定型试验的持久试车发动机零件目录和结构相同的发动机或构件进行。凡在飞行前规定试验阶段已满意地完成试验的相同构件，该试验可不再进行。

（撰写：刘大响　审订：陈大光）

fadongji jiegou wanzhengxing dagang

发动机结构完整性大纲　engine structural integrity program (ENSIP)　有组织和有条理地对航空燃气涡轮发动机进行结构设计、分析、试验、研究、定型、生产和寿命管理的方法。大纲的目标是：(1) 保证发动机结构安全性和耐久性；(2) 降低全寿命期费用；(3) 提高出勤率。美国的发动机结构完整

性大纲于1969年开始实施，并为1985年9月30日美国空军制定的涡轮喷气和涡轮风扇发动机军用规范（MIL-E-87231）所采用。

影响发动机结构完整性的相关因素很多，主要内容有：⑴结构安全：使结构具有损伤容限能力。⑵使用耐久性：按设计载荷谱工作时，要求发动机经济寿命大于或等于飞机设计使用寿命。⑶维修性准则：要求新、旧零件能配合并能正常运行；应规定翻修寿命和检查间隔；发动机及其部件设计时应考虑可检验性和结构可诊断性。⑷材料和处理特性计划：应通过发动机研制的关键问题来控制材料的研制。⑸环境说明：应包含热应力、动态应力、稳态应力、应力谱和部件的敏感度等。⑹地面广泛试验：应保证符合可靠性、耐久性和维修性要求。⑺使用和跟踪：以形成发动机寿命管理计划的基础。

为实现上述内容，ENSIP中规定，在发动机的设计使用寿命期内应完成五项基本任务：

任务Ⅰ：设计所需资料。

任务Ⅱ：设计分析、材料特性和发展试验。

任务Ⅲ：零部件和核心发动机试验。

任务Ⅳ：发动机地面和飞行试验。

任务Ⅴ：发动机寿命管理。

（撰写：沈丙炎　审订：陈　光）

fadongji kaihuan kongzhi

发动机开环控制　engine open-loop control　被控参数没有反馈并与控制（干扰）信号之间没有闭合回路的发动机控制。开环控制系统结构简单，容易稳定，但精度低，抗干扰性能差。发动机控制中，按时间或转速程序起动或加速的控制属于这种开环控制。　（撰写：方　斌　审订：陈大光）

fadongji kongzhi xitong dongtai fangzhen

发动机控制系统动态仿真　engine control system dynamic simulation　对控制装置和发动机数学模型组成的系统进行的动态试验。根据控制装置是数学模型或是实物的区别，分成动态数字仿真和物理（半物理）仿真两种方式。在仿真试验中，若发动机模型是线性近似的，一般仅适宜研究小偏差范围内的过渡过程，称为小偏差动态仿真。若模型是全过程模拟的，可以研究系统工作状态在大范围变化的过渡过程，则称为大偏差动态仿真。　（撰写：方　斌　审订：陈大光）

fadongji lixin zaihe

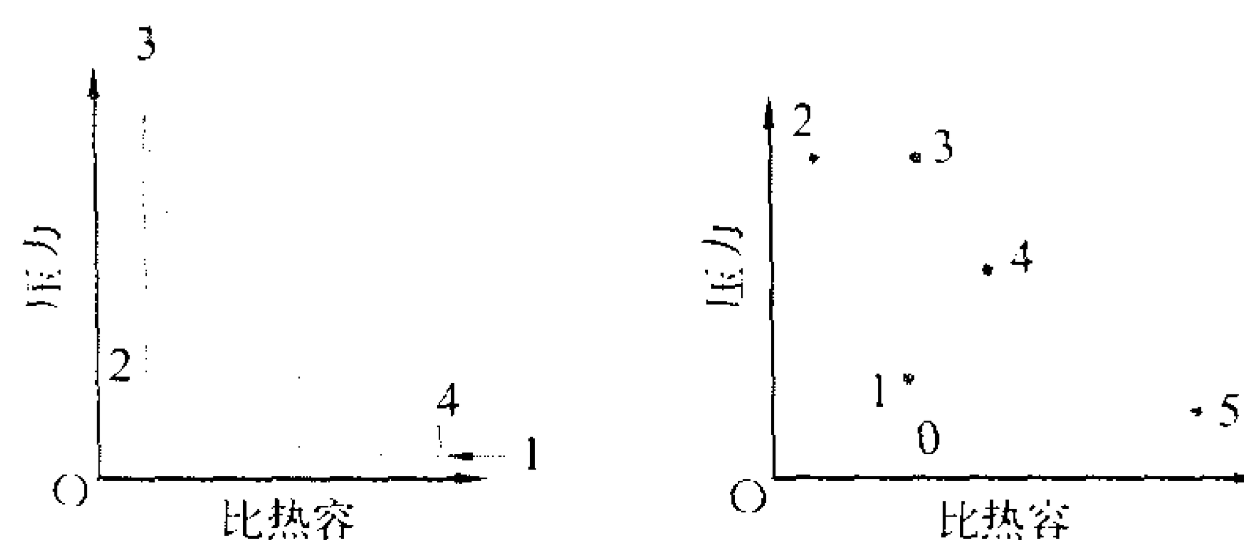
发动机离心载荷　engine centrifugal load　又称离心力。航空燃气涡轮发动机工作时，风扇、压气机和涡轮转子均以高速旋转，在转子上各零件自身质量作用下产生沿旋转半径向外的离心力引起的载荷。离心载荷是发动机转子零部件所承受的重要载荷之一。转子零件所受离心力的大小，等于该零件的质量、角速度的平方和零件质心处半径的乘积。

（撰写：沈丙炎　审订：陈大光）

fadongji lixiang xunhuan

发动机理想循环　engine ideal cycle　为研究分析方便，作理想化假设的循环。假设工质进行封闭的热力循环，循环中工质的成分和质量不变；吸热和排热通过换热进行；循环中各热力过程均为可逆过程；工质为完全气体且比热容为定值。

航空器使用的发动机主要有活塞式发动机和燃气涡轮发动机。它们都是热机，即在循环过程中将热能转换为机械能。活塞式发动机的理想循环为等容加热循环，见图(a)。图中1～2为绝热压缩过程，2～3为等容加热过程，3～4为绝热膨胀过程，4～1为等容排热过程。



(a) 活塞式发动机理想循环　(b) 燃气涡轮发动机理想循环

理想循环

燃气涡轮发动机的理想循环为等压加热循环，见图(b)。图中0～2为绝热压缩过程（0～1对应于进气道的压缩，1～2对应于压气机中的压缩），2～3为等压加热过程（对应于燃烧室中的加热），3～5为绝热膨胀过程（3～4对应于涡轮中的膨胀，4～5对应于喷管中的膨胀），5～0为等压排热过程。　（撰写：顾恒祥　修订：陈大光　审订：陈　光）

fadongji qidong wendingxing

发动机气动稳定性　engine aerodynamic stability　发动机在整个工作包线内主要部件气动力稳定工作的能力。用稳定性裕度或喘振裕度等表示。燃气涡轮发动机在使用时各部件出现的气动不稳定现象主要有：涡轮喷气发动机（涡轮风扇发动机）压缩部件的旋转失速、喘振和发动机转速“悬挂”现象、加力燃烧室振荡燃烧现象等。通常，进气畸变是引起涡轮喷气发动机（涡轮风扇发动机）压缩部件出现气动不稳定现象的最主要因素。部件间的相互作用往往也会引起发动机出现气动不稳定性，比如涡轮风扇发动机加力燃烧室“硬”点火时所产生的脉动压力，经外涵道传递到风扇，会使风扇出现喘振。　（撰写：陈辅群　审订：陈　光）

fadongji qidong zaihe

发动机气动载荷　engine aerodynamic load　航空燃气涡轮发动机工作时，由于流经发动机内部和外部的空气、燃气流速度的变化，而在发动机各零部件表面上产生的反作用力，以及空气、燃气压力作用于零部件表面上产生的载荷。气动载荷是发动机叶片、盘、轴和机匣等主要零部件所承受的重要载荷之一。由于飞机飞行姿态、高度、速度和发动机的转速等在使用中变化范围非常广阔，所以发动机所受气动载荷十分复杂，其动态成分则往往是激起发动机零部件严重振动并导致疲劳断裂的重要因素。（撰写：沈丙炎　审订：陈大光）

fadongji qiti donglixue

发动机气体动力学　engine gas dynamics　研究空气和燃气（统称气体）与发动机零部件间相对运动及其相互作用的学科。它是流体力学的一个分支，其理论基础与空气动力学相同，主要研究气体在发动机内部的流动。空气和燃气流经发动机的各个部件时，气体的压力、温度和速度都发生很大的变化，发动机运动部件和气体之间还有机械能的传递。发动机气体动力学还研究两股不同能量气流的掺混或引射。发动机气体动力学的研究包括实验研究和理论计算。在理论计算方面，应用计算机和数值算法对发动机部件的气流流场进行数

值模拟，发展出一门新兴的学科，即发动机计算流体力学(参见发动机计算流体力学)。 (撰写：彭成一 审订：陈 光)

fadongji ranyou xitong

发动机燃油系统 engine fuel system 在发动机所有工况下，向燃烧室、加力燃烧室及起动油路供给具有一定压力、流量和清洁燃油的系统。将油箱来的燃油由增压泵(低压油泵)增压后，流经燃油—滑油散热器，利用燃油带走滑油的热量，燃油也得到加温，随后，燃油经燃油滤将油中杂质清除后，分别流入向燃烧室供油的主油泵及向加力燃烧室供油的加力油泵进一步增压。增压后的高压燃油分别由主燃油控制器及加力燃油控制器调控，以满足发动机工作需要。最后，主燃油经油门开关、燃油分配器及喷嘴喷入燃烧室进行燃烧；加力燃油在需加力时经加力开关、加力燃烧室喷嘴喷入加力燃烧室进行燃烧。还有独立的起动燃油系统，包括起动油泵、起动电磁活门及起动喷嘴，用于发动机起动。

(撰写：陈 光 审订：王洪铭)

fadongji reli xunhuan canshu

发动机热力循环参数 engine cycle parameters 简称循环参数。定义发动机热力循环的气动热力参数。航空燃气涡轮发动机的主要循环参数是压气机总增压比和涡轮前燃气总温，对于涡轮风扇发动机则应加上风扇增压比和涵道比，对于复燃加力发动机应再加上加力燃气温度。

(撰写：张 津 审订：陈大光)

fadongji rongcuo kongzhi

发动机容错控制 engine fault tolerant control 在运行过程中产生的故障导致非固定性差错后仍能正常工作，甚至还具有重构和自行修复能力的发动机控制。多用在全权数字电子控制系统中，其目的是提高控制系统的可靠性，延长系统的平均故障间隔时间。其手段是通过投入更多的超常规设计所可能达到的外加资源(外加硬件、外加软件和外加信息等)来实现的。根据故障的不同情况，发动机容错控制系统可能经历多达 10 个阶段，即故障限制、故障检测、故障屏蔽、重试、诊断、重组、恢复、重启动、修复和重构。

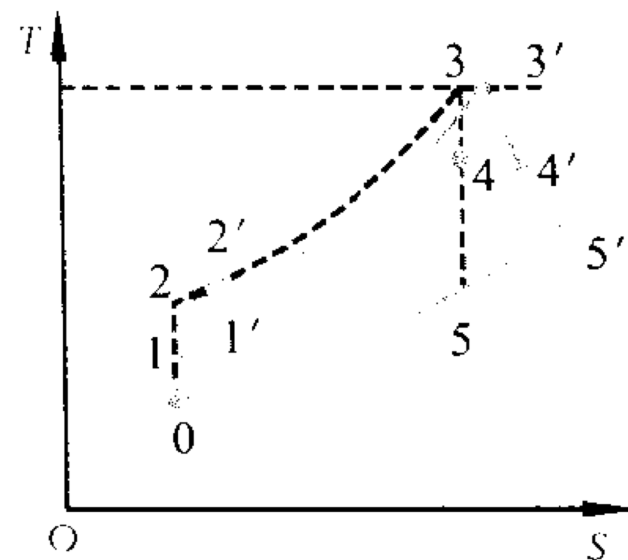
(撰写：孟庆明 审订：陈大光)

fadongji shengyu shouming

发动机剩余寿命 engine residual life 规定的发动机使用寿命(小时数或循环数)与已使用过的小时数或循环数之差。当发动机积累的工作小时数或循环数达到规定使用寿命即剩余寿命为零时，发动机即不能继续工作。一些先进发动机已不规定使用寿命的限制值，而实施“视情”给出使用寿命的机制。此时，发动机中的关键件(轮盘、轴、机匣等)仍规定有寿命限制值(小时数及循环数)。当某一关键件到寿，即需从发动机上卸下该件换上新件，换件后发动机可继续工作。在规定寿命的小时数、循环数中，只要其中之一达到规定，发动机或零部件即到寿。 (撰写：陈 光 审订：陈大光)

fadongji shiji xunhuan

发动机实际循环 engine non-ideal cycle 由工质在发动机内实际经历的热力过程组成的循环。与理想循环相比，它没有理想化假设，工质为实际气体，比热容可变，循环中各热力过程为不可逆过程。图示为燃气涡轮发动机实际循环。图



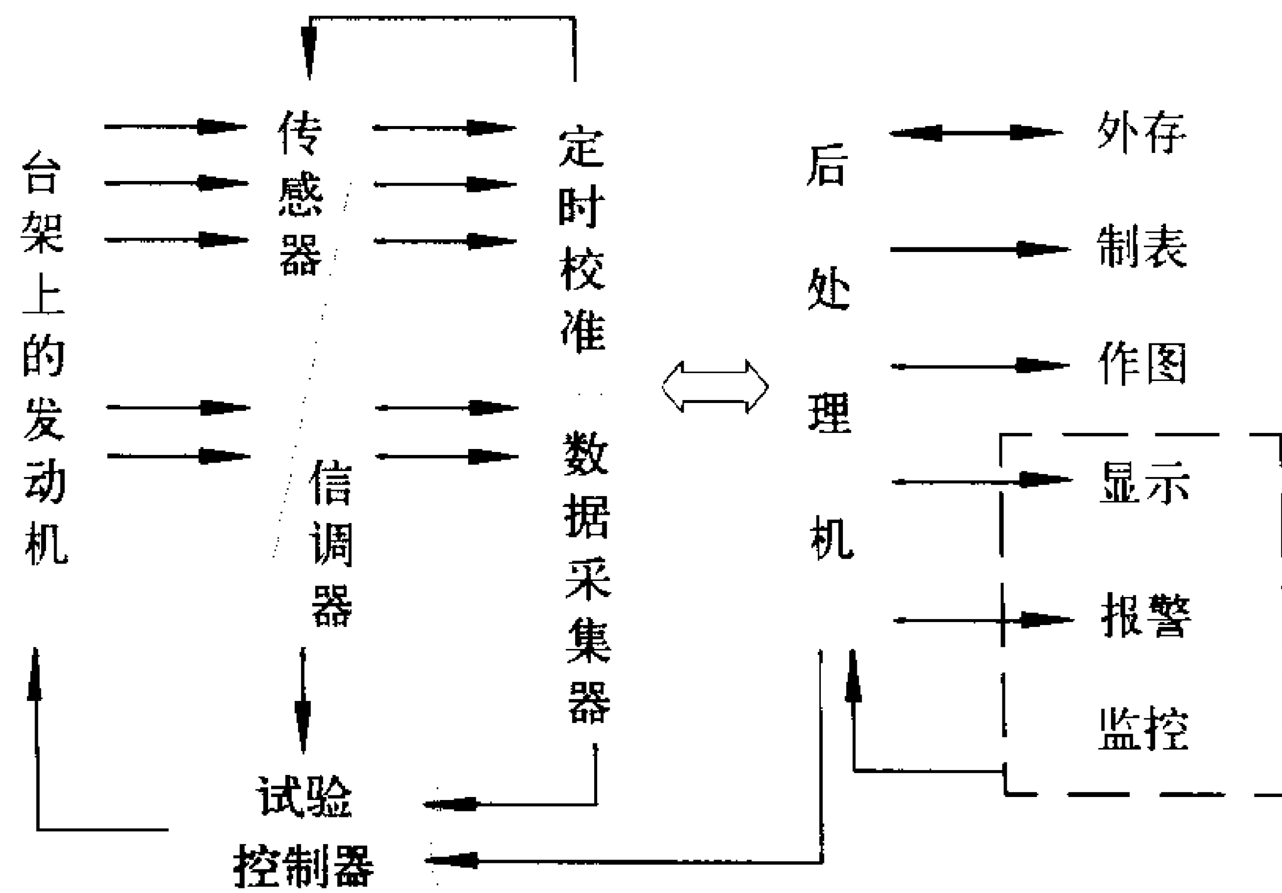
燃气涡轮发动机实际循环

中 0～1′ 为进气道的压缩过程，1′～2′ 为压气机中的压缩过程，2′～3′ 为燃烧室内的加热过程，3′～4′ 为涡轮中的膨胀过程，4′～5′ 为喷管排气膨胀过程，5′～0 为大气中的排热过程。图中用虚线表示了相应的理想循环。实际循环的有效功和热效率都低于理想循环。

(撰写：顾恒祥 修订：陈大光 审订：陈 光)

fadongji shuju caiji chuli xitong

发动机数据采集处理系统 engine data acquisition and reduction system 发动机试验时自动地进行数据采集、显示、监控和数据处理的整套设备。由传感器、信号调理器、数据采集器、显示器和数据处理机等组成(见图)。

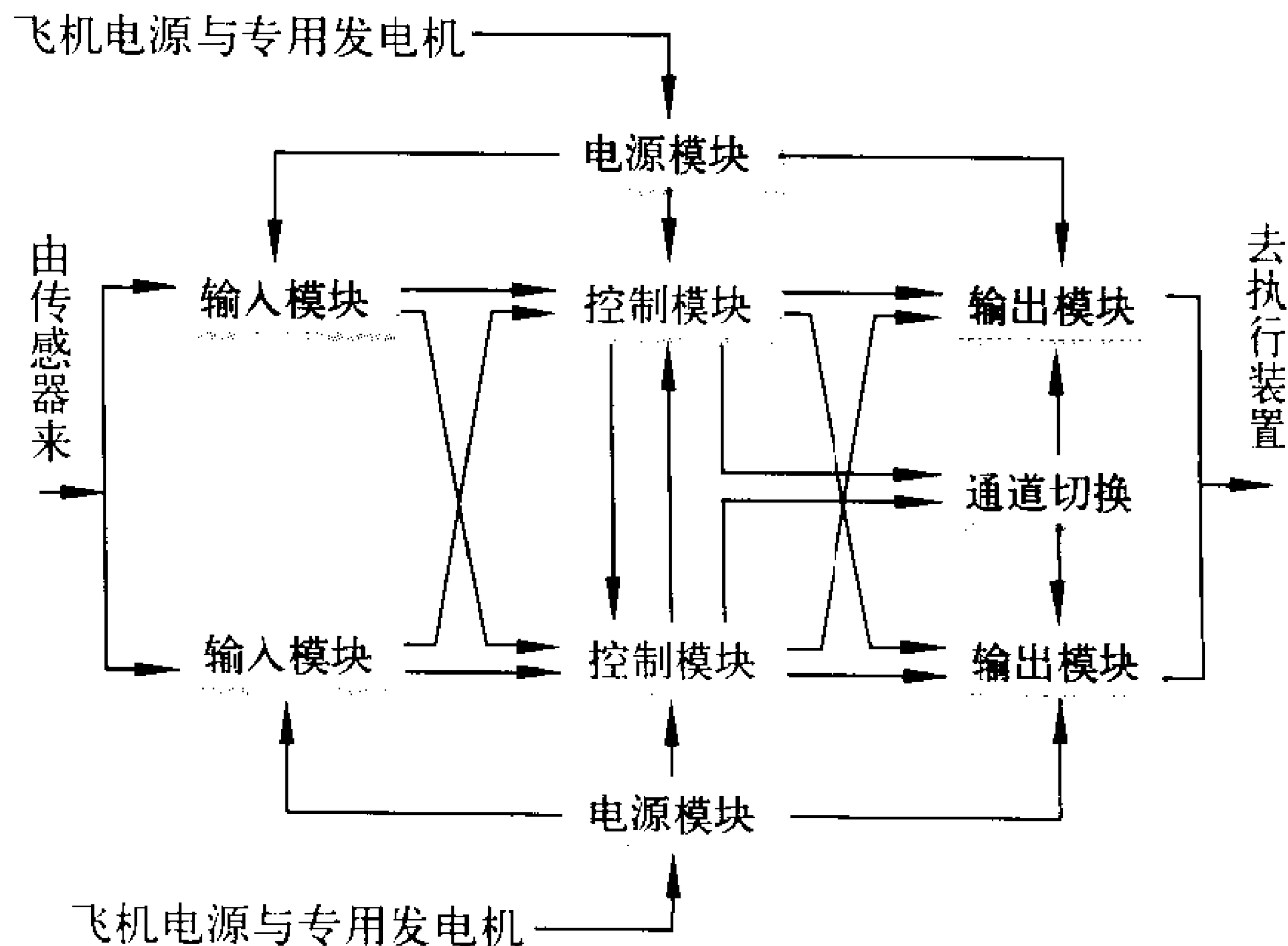


发动机数据采集处理系统

该系统用于发动机整机或部件地面试验，具有集中式和分布式两种结构。它通过电子计算机对大量的温度、压力、流量、转速、推力、扭矩、位移、应力、应变等参数按程序快速采集和处理。其特点是容量大、测量点数多、精度高、采样速度快，且可调、工作稳定可靠、抗干扰能力强，能实时监视和处理；还可组成闭环系统，对发动机试验进行控制，实现程控试车。 (撰写：吴行章 审订：叶培梁)

fadongji shuzi dianzi kongzhiqi

发动机数字电子控制器 digital electronic engine controller



双通道发动机数字电子控制器结构框图

(DEEC) 一般由信号处理及转换电路、以微处理器为核心的数字电子计算机、输出信号转换和放大电路以及电源等模块组成的发动机数字控制系统的主要部件。微处理机通过运行程序，完成信号采集、控制运算和控制信号输出等功能；通过各种执行机构，实现对发动机的控制、监视和保护。它既可装在发动机上，也可以装在飞机机体内。为了确保控制器可靠工作，必须解决冷却、抗振动冲击和抗电磁干扰等问题。目前电子控制器一般都采取余度设计，使电子控制器的可靠性指标达到较高的水平，如图所示。

（撰写：方 斌 审订：陈大光）

fadongji tuili zhonglibi

发动机推力重力比 thrust weight ratio 简称推重比。海平面静止条件下发动机最大推力与重力之比（过去的习惯，将推重比定义为发动机推力与重量之比，推力应以 kgf 为单位）。发动机重要性能指标之一。发动机推重比影响飞机飞行性能和有效载荷，提高推重比是发动机的一个重要发展趋势。目前，先进战斗机使用的加力涡轮风扇发动机的推重比已达到 8 ～ 10，技术验证机的推重比已达到 15 ～ 16，研究中发动机推重比约为 20。用于垂直起落飞机的升力发动机的推重比已达 16 以上。飞机推重比是在海平面静止条件下发动机最大推力和飞机起飞重力之比，是重要的飞机总体设计参数，它对飞机的尺寸、重量以及主要飞行性能都有很大影响。 （撰写：张 津 审订：陈大光）

fadongji wendu zaihe

发动机温度载荷 engine thermal load 又称热载荷。航空燃气涡轮发动机工作时，其零部件特别是热端件受到的高温、温度梯度和温度瞬变引起的载荷的总合。温度载荷是发动机零部件，特别是热端件所受重要载荷之一，若处理不当，往往会导致零部件的失效。 （撰写：沈丙炎 审订：陈大光）

fadongji wendingxing yudu

发动机稳定性裕度 engine stability margin 又称喘振裕度(surge margin)或失速裕度 (stall margin)。压气机或风扇特性线上发动机工作点离开喘振边界的距离。发动机稳定性裕度(SM) 定义，常用的有两种：

(1) 在等进口换算流量下，无畸变的喘振增压比 PR_S 与发动机工作点增压比 PR_O 之差除以工作点增压比，其表达式为

$$SM = \frac{PR_S - PR_O}{PR_O} \times 100\%$$

(2) 喘振边界上的增压比 PR 和换算流量 W_{AC} 之比除以同一换算转速线上发动机工作点增压比 PR 和换算流量 W_{AC} 之比再减 1，其表达式为

$$SM = \left[\frac{(PR/W_{AC})_S}{(PR/W_{AC})_O} - 1 \right] \times 100\%$$

当等转速特性线接近垂直线，整个流量变化范围很小，喘振裕度可以简化为只与增压比有关。压气机必须具有足够的喘振裕度，才能保障发动机在整个飞行包线范围和所有机动飞行状态下正常地工作，不出现喘振。扩大压气机的喘振裕度可归结为增大喘振点的增压比和减小喘振点的流量，即在特性图上将喘振边界线向左上方移动。其基本原理和方法是改善已有级特性条件下各级之间的配合，以使易引起喘振的级推迟其失速的发生，或是改善级特性，将失速点移向更低的流量和更高的喘振点增压比。在有进口气流畸变的条件下，压气机特性图上喘振边界线的位置会向右下方移动。当飞行高度增加、压气机雷诺数降低时，喘振裕度也会降低。采用宽弦长即小展弦比叶片的级有较强的抗进口畸变能力，从而能防止喘振裕度的丧失。前掠转子叶片也有利于提高喘振裕度和抗畸变能力。多转子布局、级间放气、可调静子叶片和机匣处理等可以用来扩大喘振裕度。当前正在发展一种主动控制技术，包括早期捕捉即将发生喘振的气流信号、随之快速精确地调整几何结构，使压气机始终保持一定的喘振裕度。这种压气机有可能在靠近喘振边界的高性能点上工作而不发生喘振。

（撰写：陈辅群 修订：陈大光 审订：陈 光）

F

fadongji xianshiqi

发动机显示器 engine display 见发动机指示和空勤告警系统(EICAS)。

fadongji xiaosheng

发动机消声 engine noise-suppression 降低噪声的方法和措施。不同的噪声源应采用不同的方法进行消声。对于航空发动机来说，不同类型的发动机将通过不同的方法降噪。如涡轮风扇发动机降噪的主要方法是增加涵道比以及在风扇进口和排气管路中安装吸声结构；对于涡轮喷气发动机则主要是对排气噪声采取消声措施，如采用多管喷管、波瓣喷管等；涡轮螺旋桨发动机的降噪方法是设计低噪声螺旋桨以及使多发动机飞机的螺旋桨旋转能够同步且相位协调。在叶轮机设计中为了降噪，需要合理的气动设计，考虑各种几何和气动参数的影响，如叶片弯曲、叶片数目、转子叶片与静子叶片之间的轴向距离、叶型以及叶片负荷沿展向和弦向的分布等。在消声降噪的方法中还应寻找最优的声阻抗分布规律以降低声波向外传播的能量。

（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

fadongji xinghao hege shending shifei

发动机型号合格审定试飞 engine type certification flight test 按照民用航空适航规章的规定对发动机进行的型号合格审定飞行试验。在中国，民用航空发动机在投入航线使用前必须按照中国民用航空规章第 33 部《航空发动机适航标准》和第 21 部《民用航空产品和零件合格审定规定》进行型号合格审定试飞，以获取由适航当局颁发的发动机型号合格证。在飞机申请型号合格证时，对装机后的发动机及其系统还必须根据所装飞机的类别、按照中国民用航空规章第 25 部或第 23 部飞机适航性标准中有关动力装置的条款要求，进行审定试飞。试飞的主要项目有：发动机安装推力（功率）验证；螺旋桨使用特性验证；发动机过渡状态试验；发动机风车特性及空中起动性能检查；进气道和发动机相容性检查；燃油、滑油系统试验；冷却、防火、防冰系统试验及辅助动力装置和反推力装置工作检查等。

（撰写：腾茂森 修订：李振西 审订：张克荣）

fadongji xingneng texing

发动机性能特性 engine performance characteristics 简称发动机特性。航空发动机推力（或功率）和耗油率随使用条件变化的特性。使用条件包括发动机工作的外部条件（如飞行速度、飞行高度、大气温度和大气湿度等）以及驾驶员移动油门杆所操纵的发动机各种工作状态。最重要的特性为速度

特性、高度特性和节流特性，它们分别反映飞行速度、飞行高度和油门位置对推力（或功率）和耗油率的影响。这些特性又可分成稳态性能（参见稳态性能）和瞬态性能（参见瞬态性能）。发动机性能特性是飞机设计的原始数据之一，对飞机飞行性能有很大影响，是评价发动机性能优劣的最重要依据。

（撰写：张 津 审订：陈大光）

fadongji xingneng texing shifei

发动机性能特性试飞 engine performance characteristics flight test 对安装于试验机上的发动机进行性能特性测量的飞行试验。它是鉴定发动机性能特性常用的一种方法，具有真实性强和准确度高的优点。试验机可以是飞行试验台或原型机；也可先在飞行试验台上进行性能调整试飞和部分性能试飞，再在原型机上进行全面性能试飞。

发动机性能特性分为节流特性、高度特性和速度特性等。在发动机型号规范中规定的性能指标应是承制单位提交使用部门验收的最低性能。为便于试验值与设计值比较，必须把在非标准大气条件下飞行实测的性能参数换算为标准大气条件下的参数，并须进行进气道进气损失、飞机附件功率提取及飞机引气损失等修正。

（撰写：腾茂森 修订：李振西 审订：张克荣）

fadongji xingneng xunyou kongzhi

发动机性能寻优控制 engine performance seeking control 一种高度综合的发动机自适应控制。它把发动机状态变量模型及进气道和尾喷管简单模型的参数值送入优化逻辑单元。优化逻辑将依据转速、加速度、高度、姿态、动压和飞机的布局来计算推进系统变量的各项指令。这些指令将被送往推进系统的各个控制元部件中。测量的输出结果用于不断地修正模型，改进的逻辑将使性能寻优控制系统调节发动机以适应性能衰退、非标准大气条件和飞机的各种外挂构形。这项控制技术能使剩余推力最大或使飞机航程最大。

（撰写：孟庆明 审订：陈大光）

fadongji yabi

发动机压比 engine pressure ratio (EPR) 最后一级涡轮出口的燃气总压与发动机进口总压之比。有些涡轮风扇发动机上也定义为风扇后总压与发动机进口总压之比。发动机压比(EPR)可用来表征发动机的推力，是发动机重要性能参数。发动机推力在飞机上无法直接测量，因此常用发动机压比监视发动机的推力状态。起飞时为了限制发动机负荷，常规定起飞状态发动机压比限制值。发动机压比也类似于发动机转速，可用来表征发动机工作状态，在有些发动机上按发动机压比进行控制。（撰写：陈大光 审订：陈 光）

fadongji yanzhengji

发动机验证机 demonstrator engine 简称验证机。用于检查整台发动机或单项技术可行性的发动机。可分两类：

(1) 技术验证机：在真实发动机环境下评估一个或多个部件的组合，验证其进入工程发展的技术可行性，但不针对特定发动机型号。

(2) 型号验证机：验证全台发动机设计的可行性，使型号进入工程发展时的风险减到最小。在早期，型号验证机可以不完全按照发动机的技术要求设计，甚至可以缩尺；后来，则尽可能设计出接近最终要求的验证机，近些年还发展了既作地面验证，又作初步飞行验证的验证机。

随着技术的发展，对型号验证机的要求变化见表。

对发动机型号验证机要求的变化

早期的要求	近期新的要求
1 设计性能验证机	1 按飞机系统要求设计发动机
2 有限的性能试验	2 全尺寸的性能和结构试验
3 有限结构设计分析	3 对初步设计作全面分析
4 验证性能和稳定性	4 验证寿命期费用模型
	5 对工程发展计划进行评估
	6 完成工程发展的长周期硬件设计修改

（撰写：方昌德 审订：陈 光）

fadongji yibiao

发动机仪表 engine instrument 用于检查和指示发动机工作状态的仪表。按被测参数区分，主要有转速表、压力表、温度表、流量表和油量表等。压力表有燃油压力表、滑油压力表、进气压力表、压力比表、排气压力表。温度表有滑油温度表、燃油温度表、排气温度表。燃油油量表和流量表现在用燃油系统显示仪代替。它们用图形化显示技术将整个燃油系统的主要部分，及其运行中的参数同在一幅图中显示，简明且直观。现代发动机仪表还包括振动监控系统，用于指示发动机的结构不平衡性和预告潜在的故障。到20世纪90年代，这类仪表集成在一个组合仪表内，称为发动机仪表或发动机指示与空勤告警显示仪(engine indication and crew alerting system, EICAS)，显示发动机运行的参数和中央注意/告警信息。（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

fadongji yinqi zujian

发动机引气组件 bleed component from engine 从主发动机压气机引出高压空气的一套设备。引出的高压空气将用来驱动应急动力装置或组合动力装置的涡轮，从而带动应急发电机和应急液压泵。此组件包括管路、开关和调压器。由开关来控制气路的通断；调压器可保证一定的供气压力，起着控制引气气流量的作用，也就控制了涡轮功率。管路要注意密封，防止漏气，还要考虑热膨胀问题。

（撰写：毛可久 审订：杨燕生）

fadongji yingji zhuangtai

发动机应急状态 engine emergency rating 发动机在有限时间内产生超过正常状态功率（或推力）的状态。对于安装多台发动机的直升机和某些民用飞机，其发动机规定有最大应急状态和额定应急状态。当一台发动机发生故障时，其余发动机采用最大应急状态以保证继续起飞和降落。而额定应急状态则用以保证继续水平飞行。最大应急状态的功率大于起飞状态功率的7%～10%，其连续工作时间不超过2.5 min；额定应急状态的功率大于额定状态功率，其连续工作时间不超过30 min。（撰写：张 津 审订：陈大光）

fadongji yudu kongzhi

发动机余度控制 engine redundancy control 采用多套相同的分系统对发动机的同一功能所进行的控制。这是为提高发动机控制系统任务可靠性与安全可靠性的一种重要工程手段，可将系统的故障率降低几个量级。通常采用两个或三个

通道，每个通道都能执行给定的控制功能，同时采用监视装置和备份系统，能够自动切除和自动转换。发动机余度控制设计的基本任务是确定合适的余度等级、余度配置方案和余度管理方式。一般采用单故障—工作或双故障—工作的余度等级。余度管理方式是发动机余度控制设计的核心，因为它的优劣对控制系统的可靠性、重量、体积、复杂性和费用等起着决定性的作用。系统重构、控制律重构、解析余度技术及非相似余度技术（即采用完全不同的硬件和软件来组成余度通道系统，产生和监控发动机控制信号）是今后发展的重点。　（撰写：孟庆明　审订：陈大光）

fadongji zaihepu

发动机载荷谱 engine load spectrum　航空发动机工作时零部件所受的各种载荷随飞机的飞行姿态和状态以及发动机本身的工作状态的改变而变化的历程图谱。该图谱是将使用中各种载荷的出现频次多的变化历程记录下来，经统计处理后，按一定的次序排列而成。它是零部件进行疲劳与断裂设计的依据。载荷与时间历程的图形十分复杂，随机性很大。在发动机研制初期，为预估零部件的寿命，根据规范规定的发动机设计参数和设计要求，以及计划用法等，经理论推导计算来制定发动机及其零件的设计载荷谱。发动机设计定型、投入使用后，通过各种机载仪器记录、使用跟踪、外场调查和典型试飞等，获取大量实测数据，经统计处理和理论推导，制定出实际使用的载荷谱，并据之对原预估和试验的发动机及其零部件的寿命进行修正。

（撰写：沈丙炎　修订：陈　光　审订：陈大光）

fadongji zhendong

发动机振动 engine vibration　将发动机各部件组合在一起作为一个有机整体在工作时发生的整体振动。它是衡量发动机工作质量的一项重要标志。发动机振动大，不仅加速发动机零部件的疲劳损坏，破坏静子与转子间的正常间隙，降低发动机工作寿命；而且对飞行器的结构寿命、乘员的舒适性、仪表的正常工作等均带来不利影响。航空燃气涡轮发动机振动源来自：⑴压气机—涡轮转子的不平衡：高速旋转时转子不平衡产生的离心力激起垂直于转轴的径向振动（强迫振动），其频率等于转子的转速，是发动机振动的主要来源；⑵压气机—涡轮转子的共振：由转子不平衡引起的强迫振动的频率，在某些转速下与转子的固有频率相耦合时，引起转子共振，出现强烈振动，转子轴有较大的位移和弯曲（此转速称临界转速）；⑶附件机匣中齿轮传动啮合不平稳产生的振动；⑷气流不稳定和脉动：压气机喘振和燃烧室不稳定燃烧会引起发动机低频沿轴向的振动。

（撰写：陈　光　审订：陈大光）

fadongji zhendong jianshi xitong

发动机振动监视系统 engine vibration monitoring system　测量和监视发动机振动的设备。广泛应用于多发动机的大中型飞机上。有两种功能：⑴利用被监视振动参数的变化可探测发动机早期机械故障，如各旋转部件不平衡与损坏等，均能在发动机产生严重故障之前做出预报，以便及时采取有效措施；⑵根据发动机被监视参数的缓变数据，为发动机从“定期检修”过渡到“视情维护”提供分析数据。监视系统一般由传感器、信号调理器和指示器组成。传感器多采用压电式加速度传感器，它体积小、耐高温及频带宽、可靠。现代的压电加速度传感器常带有内装电荷放大器，其余信号调理器如滤波器、积分器、线性放大器等，做成一个部件。滤波器用以抑制与发动机振动无关的低频信号，积分器是将加速度信号按需要转换成速度或位移信号。指示器一般为直流微安表，刻度盘按选定的振动参数刻度。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

fadongji zhishi he kongqin gaojing xitong

发动机指示和空勤告警系统 engine indication and crew alert system (EICAS)　向驾驶员提供发动机参数、告警信息和载机系统状态的电子显示系统，可取代全部常规机电式发动机仪表。通常由两个显示系统装置、一块显示选择板、一块维修控制板和两台显示处理机（其中一台为备用）组成。两个显示装置安装在中央仪表板中部，一个作为发动机/告警显示器，另一个作为系统显示器。如一个显示装置有故障，将主要的和辅助的发动机参数压缩成一个紧凑显示格式，在另一个显示装置上显示。各系统正常工作时，系统显示器可无任何显示，或根据选择显示；不正常时则自动显示。显示选择板位于中央操纵台前方，含有工作状态选择、记录、亮度调节和显示处理机选择等按键和旋钮。维修控制板位于副驾驶员身后右侧，供地勤人员使用，含有显示选择、记录、测试和擦除等按键。

（撰写：胡炳荣　李　剑　审订：金德琨）

F

fadongji zhuzhoucheng

发动机主轴承 engine main bearing　航空燃气涡轮发动机中，支承压气机和涡轮转子的轴承。目前均采用滚动轴承。仅承受转子径向负荷的用滚棒轴承，既承受转子径向负荷，又承受转子轴向负荷的用滚珠轴承。为了提高滚珠轴承承受转子轴向负荷的能力，通常均将它的内环（或外环）沿轴向作成两半，以加大滚道的槽深并增多滚珠数。多数主轴承均做成标准形式，但有些却做得不规范，例如外环带安装边、内环或外环加长、不用内环等。为减小轴承的径向尺寸并减轻轴承重量，发动机主轴承均采用较轻的直径系列：滚棒轴承多用特轻系列，滚珠轴承多用轻系列，中介轴承中则分别采用超轻系列与特轻系列。发动机主轴承属于高速和超高速轴承，其 DN 值（D 为轴承内径，mm；N 为轴转速，r/min）一般在 1.5×10^6 左右，高的已超过 2.2×10^6（通常，DN 值达到 0.8×10^6 即称高速轴承）。由于 DN 值高，环境温度高，所以发动机主轴承已广泛采用高速工具钢 M 50 等制成。早期的航空燃气涡轮发动机中，用喷嘴将滑油喷向轴承，对轴承进行冷却与润滑。目前已有许多发动机改用环下供油方式，即将滑油通过轴承内环上开的小孔在离心力作用下甩进轴承内，然后从保持架与外环间的缝隙中流出，以加强对轴承的冷却作用。　（撰写：陈　光　审订：陈大光）

fadongji zhuangtai jianshi

发动机状态监视 engine condition monitoring　利用采集到的发动机各种性能和结构参数，进行处理和分析，或利用专用设备检查发动机零部件的技术状态，监视发动机的健康状况。必要时向空勤和地勤人员发出告警信号。监视系统由机载的和地面的两部分组成。按其功能可分为：⑴性能监视；⑵寿命监视；⑶振动监视；⑷滑油监视。对于特定零部件可用孔探仪、γ射线照相、无损探伤等设备和方法对零部件进行监视。　（撰写：陈　光　修订：陈大光　审订：陈大光）

fadongji zishiying kongzhi

发动机自适应控制 engine adaptive control 通过连续自动地测量发动机的动态特性并与要求的动态特性比较，利用两者的差值通过自适应算法发出控制信号，使发动机在工作环境变化时均保持最佳性能的控制方法。自适应功能主要有自动辨识、自动判断和自动修正。按适应功能和系统结构特点的不同，可分为输入信号的自适应、参数与特性的自适应、最优自适应、自镇定、自学习、自组织和自修理等各类自适应控制系统。 （撰写：张绍基 审订：陈大光）

fadongji zongti buju

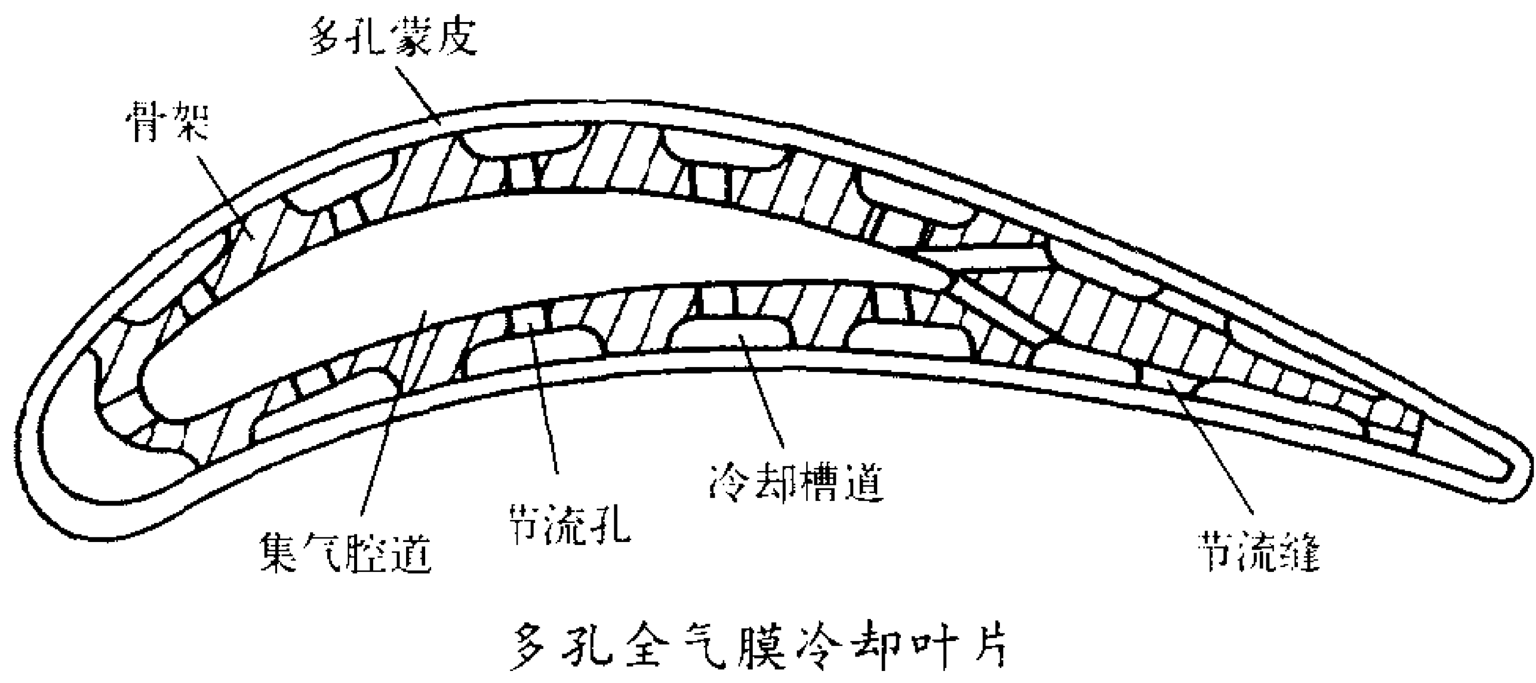
发动机总体布局 general arrangement of aero-engine 整台航空燃气涡轮发动机总体结构的安排。一般包括转子联轴器(连接涡轮轴与压气机轴的构件)的形式与结构，支点数目与布局形式，支承结构的形式，承力框架的位置与结构形式，转子间的轴间(即中介)轴承数目、位置与形式，以及整台发动机的承力系统等。将轴承的负荷穿过气流通道传到机匣上的构件称承力框架，为简化发动机结构，一般应减少承力框架数。为此，可将几个轴承支承于一个承力框架上(例如，在高涵道比涡轮风扇发动机中将风扇转子的两个轴承和高压压气机前轴承均支承于作为承力框架的风扇与高压压气机间的中介机匣上)，也可以采用将低(或高)压转子通过轴间轴承支承于高(或低)压转子上。承力框架可以是铸造机匣，板材焊接机匣，铸件和锻件通过焊接组成的混合机匣，与内、外环连接的静子叶片(只能在发动机冷端中采用)或穿过导向器叶片的承力结构。 （撰写：陈 光 审订：陈大光）

faguang zhandoubu

发光战斗部 flash warhead 装填物为发光剂的战斗部。属惰性战斗部的一种。内装铝镁合金等发火剂、铝热剂为主的烟火剂和用于引燃发光剂的少量猛炸药。战斗部壳体上有足够数量的圆孔，使得发出的光的亮度满足要求。发光战斗部用于导弹飞行试验和导弹的打靶训练。利用它的闪光，由地面光测站或机载摄影装置记录导弹炸点，以此判断导弹脱靶量和引信作用准确性。为模拟实战条件，要求引信从发出起爆信号到战斗部发光强度达到要求值的时间间隔，不超过真实战斗部引爆时间。 （撰写：施广水 审订：王祖典）

fasan lengque yepian

发散冷却叶片 transpiration cooling blade 又称发汗冷却叶片。冷却介质通过由多孔材料制成的叶型外壁上错综细密的小孔进行有效的对流冷却后流出，形成一层较冷的冷却介质膜将叶壁与热燃气隔开，以减少燃气向叶片传热的冷却涡轮叶片。其冷却介质有以下两种：(1) 液体冷却介质。这种介质在叶壁表面形成液—气两相膜或气膜隔热层。同时液—气转化时会发生蒸发现象，其汽化潜热会带走相当多的热量。这种冷却叶片冷却效果最好。(2) 空气冷却介质。由于空气导热性很低，叶片表面的热阻较大，这样叶片内部很大的冷气边换热面积使其在气冷涡轮叶片中冷却效果在相同条件下最好。发散冷却叶片采用的多孔材料目前有粉末冶金成型材料和多孔金属丝网热轧成型材料两类。由于后者强度较高且延展性较好，因此发展了一种金属丝网蒙皮与骨架组合结构的发散冷却涡轮叶片(见图)。其骨架承受叶片的力学负荷。蒙皮焊接在骨架上形成叶型，并向外渗透冷气形成气膜隔热层，承受热负荷，使承力骨架的温度大幅度降低。发散冷却叶片由于孔径非常细密，容易产生高温氧化和尘粒堵塞而失效，因此目前仍处于研究阶段。



多孔全气膜冷却叶片

（撰写：杨燕生 审订：陈 光）

fashehou buguan kongkong daodan

发射后不管空空导弹 fire and forget air-to-air missile 发射后在制导过程中对载机不依赖或较少依赖的空空导弹。许多空空导弹，特别是早期研制装备的导弹，发射后载机不能立即脱离，需要用机载雷达继续跟踪照射目标，以保证导弹的制导飞行。驾束制导、半主动雷达制导等空空导弹就属于发射后要管的导弹。在使用这些类型导弹时，制导过程中载机需要继续跟踪目标，因而很容易受到敌方飞机的攻击。发射后不管空空导弹避免了上述缺陷，载机发射完导弹后，可以立即或一段时间后去进行其他作战行动。主动式雷达制导空空导弹就是典型的发射后不管导弹。对于中制导段需要数据链传输的复合制导导弹，在发射后，载机不能完全脱离，仍需在一定空间和时间范围内测量目标和导弹的运动参数。但当导弹进入末制导能自主进行跟踪的距离范围内时，导弹即不再约束载机，这类导弹仍属于发射后不管空空导弹。被动式红外制导导弹也是一种发射后不管空空导弹。“发射后不管”的概念出现于20世纪70年代中期，它主要针对当时普遍采用的半主动雷达制导方式而提出的，导弹从发射到命中目标的整个制导过程中，载机需要不间断地参与工作而受到严格约束。 （撰写：刘永恒 审订：王祖典）

fashe zhuangzhi jianceyi

发射装置检测仪 launcher tester 在内场和外场检测发射装置性能的地面专用检测设备。根据检测的要求(项目、显示方法)和使用场合(内场、外场)不同，检测设备的功能和复杂程度也不一样。

配置在发射装置批生产厂、发射装置大修厂和发射装置中心仓库等部门的发射架检测设备属发射装置内场检测仪，又称二线设备。它能够准确地检测发射装置各组部件的性能参数(如电气功能、机械功能、气动功能、弹射功能等)，通常由如下部分组成：(1) 电子测试系统；(2) 气动测试系统；(3) 机械测试系统；(4) 电源系统；(5) 弹射测试系统；(6) 测量与显示系统；(7) 机柜或机架等机构。随着科学技术的发展，内场测试仪逐步实现模块式结构、采用计算机和微处理机程序控制数据采集等功能。内场检测仪一般都具有自动检测、手动检测和自检三种功能。

配置在飞行团地勤维护组的设备属发射装置外场检测仪，又称一线设备。是在飞机起飞前对发射装置电气功能和与之有关的飞机本身的电气功能进行检测的便携式检测仪。通常由如下部分组成：(1) 模拟电路单元；(2) 控制与测试电路单元；(3) 显示电路单元；(4) 供电单元(用机上电源经变换后提供检测需要)；(5) 电缆与接口；(6) 便携式机箱。该仪器

一般只具有手动检测和自检功能。

（撰写：蒋汉诚　审订：郑志伟）

fayanshu

发烟数　smoke number　又称排气冒烟数。衡量燃料燃烧时从燃烧室排出的排放物中冒烟程度的指标。现在大都用美国汽车工程师学会(SAE)的发烟数SN来表示这个指标，其定义为

$$SN = 100 \times (1 - R_1 / R_W)$$

式中 R_1 为烟痕的Whatman 4号过滤纸的反射率，规定该烟痕是在每平方厘米过滤纸上通过15.8 g干排气时产生的；R_W 为清洁的Whatman 4号过滤纸的反射率。

发烟数在0～100之间。发动机大功率状态下的发烟数比小功率状态下高。排气可见冒烟与不可见冒烟的SN分界线随发动机功率大小和工作状态的不同而改变，一般在20～30之间。排气冒烟中的主要成分是尺寸为1～6 μm的炭粒。它是在高温主燃区的富油区域中生成的。燃料中氢的含量减少，芳香族含量增多，燃烧室压力增高，进口温度降低，主燃区的油气比增大，都会使发烟数增大。降低排气冒烟的方法，除采用芳香族含量低、氢硫比高的燃料外，主要靠改进燃烧室设计，如采用蒸发管或空气雾化喷嘴代替压力雾化喷嘴。

（撰写：周晓青　修订：吴文东　审订：王洪铭）

fanxiu

翻修　overhual　对使用到规定时限的航空装备所进行的全面、彻底的修理。其目的是恢复其战术技术性能。典型的程序是：分解、检查，排除故障、缺陷，修理(更换)受损(或到寿)机件，重新组装，调试性能，更新防护层等。使用到指定翻修间隔期的航空装备都必须进厂翻修。翻修工作一般由航空修理厂、制造厂或其他维修企业承担。承担翻修的工厂必须具备相应的技术力量、检测设备及修理加工能力，并经有关部门审批认可其航空装备翻修资格。飞机、发动机等复杂航空装备的送修、翻修及返回部队的过程较长，会较大地影响部队使用安排，因而翻修工作一般都需要事先周密计划，按翻修工厂的能力统筹安排。航空装备在使用寿命期内一般要进行一次或多次翻修。随着翻修次数增多，翻修工作的深度与复杂性可能逐步加大，翻修费用逐步增大。因而，需要在装备的可靠度、可用度与翻修费用之间进行适当的折衷平衡，以确定合理的翻修次数与翻修间隔期。

（撰写：陈志伟　审订：王立群）

fanxiu jiangeqi

翻修间隔期　overhual interval　又称翻修寿命(time between overhauls, TBO)。在规定条件下，航空装备从出厂开始使用到首次翻修或两次相邻翻修之间允许的工作时间。通常采用飞行小时、起落次数、日历年(月)数等为工作时间的单位，并以其中先达到者为准。使用到翻修间隔期的航空装备必须送厂翻修。航空装备在使用寿命期内一般进行一次或多次翻修。首次翻修间隔期由制造厂给出，简称为首翻期。以后每次翻修间隔期由承担翻修任务的工厂给出，均由军兵种装备部批准。首翻期和各次翻修间隔期均可以不相等。如使用经验表明翻修间隔期需作调整，则可经过一定工作和批准手续，对翻修间隔期予以延长或缩短。

（撰写：陈志伟　审订：王立群）

fanjiang

反桨　propeller reversing　螺旋桨桨叶安装角在需要时改变为负值的状态或过程。反桨状态螺旋桨产生负拉力，给飞机增加前进阻力，因此这种状态主要用在飞机着陆滑跑时，它可有效地缩短滑跑距离。

（撰写：陈大光　审订：陈　光）

fanlishi wolun

反力式涡轮　reaction turbine　工质先后在导向器叶片通道和工作叶片通道内膨胀加速，工质的压力和温度在导向器叶片通道和工作叶片通道内均发生变化的涡轮。在导向器叶片通道内工质的部分势能转化为动能，压力和温度降低，速度增大。在工作叶片通道内压力和温度也降低，相对速度增大。其优点是效率比冲击式涡轮高，工作范围广，变工况性能也较好。航空燃气涡轮发动机涡轮均采用这种涡轮。

（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

fanpaodao zhadan

反跑道炸弹　anti-runway bomb　见兵器卷航空反跑道炸弹。

fanqianji

反潜机　anti-submarine warfare aircraft　载有搜索和攻击潜艇用的装备和武器的军用飞机或其他航空器。反潜机一般具有低空低速性能好和续航时间长等特点，能在短时间内对宽阔水域进行反潜作战。20世纪50年代以后，开始使用反潜直升机和吊放声呐系统。核潜艇(噪声低、深潜能力强和潜伏时间长)的出现，对反潜系统提出了更高的要求。岸基反潜机一般总重在50 t以上，可在几百米高度上以300～400 km/h的速度进行巡逻，续航时间在10 h以上。舰载反潜机总重约20 t，以航空母舰为基地，承担舰队区域反潜任务，飞行速度为高亚声速。反潜直升机通常载于普通舰船上，能提高舰船自身的反潜能力。反潜水上飞机能停泊在水面上，悬放声呐，由于船身阻力大，航程短，只能在近海执行反潜任务。现代机载搜索潜艇的设备有声呐浮标、吊放声呐、磁探仪、反潜雷达、红外探测仪、废气探测仪、核辐射探测仪、微光电视和侧视雷达等。

（撰写：王念清　修订：赵群力　审订：任源博）

fanqian kongzhi

反潜控制　anti-submarine warfare control　反潜直升机在进入作战区、目标搜索、武器释放和退出战区等整个反潜飞行过程中所进行的控制。反潜控制由飞行控制系统和反潜设备系统组成的控制系统完成。主要反潜设备有多普勒雷达、无线电高度表、吊挂声呐系统和武器投放系统等。反潜控制系统能够完成自动过渡、自动悬停、吊挂声呐缆绳高度和位置的控制、自动搜潜、武器自动发射和投放等全部反潜战术任务，并最大可能地保障反潜直升机的飞行安全。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

fanqian zhanshu shuju chuli xitong

反潜战术数据处理系统　ASW tactical data processing system (TDPS)　简称战术数据处理系统。反潜机战术数据处理系统综合处理战术导航数据、声呐数据、磁异常探测数据、搜索雷达数据、数据链数据，解算潜艇目标运动诸元，进行攻潜武器投放计算，是引导反潜机实施攻击的战术处理中

心。战术数据处理系统还能提供综合反潜作战态势显示和对任务设备的综合控制。它通常由战术数据处理计算机、战术显示装置、综合控制单元、武器接口部件和数据传输设备等组成。该系统通过 MIL-STD-1553 B 总线或 ARINC 429 总线与机上各设备交连。由于该系统能在战术显示装置上显示本机、友机、载舰、敌舰、航点、航线、目标探测过程图、目标运动轨迹、地理特征点，并提供标绘手段，因此机组人员可借此进行战术运用和战术决策，从而大大改善了反潜系统的人机功效，提高了反潜作战的自动化程度。20 世纪 80 年代后期，美、英等国投入使用的反潜系统，如美国 SH-60F 的 LAMPS MK Ⅲ和英国 WG-3 的 HAS. MK 6 等都采用了先进的战术数据处理系统。

（撰写：谢文涛　审订：龚　诚）

fanqian zhishengji

反潜直升机　anti-submarine helicopter　用于搜索和攻击潜艇的直升机。分岸基和舰载两类。通常装备有搜潜设备（如声呐、磁异常或红外探测仪等）和航空反潜鱼雷、深水炸弹等攻潜武器。由于直升机速度远高于反潜舰艇和潜艇，又机动灵活；可使用多种搜潜手段；反潜作业时自身隐蔽性好，利于突袭；搜潜和攻击能力兼备，反潜作战能力强，因而反潜直升机是现代立体反潜武器装备的重要组成部分。



美国的 SH-60F 反潜直升机

（撰写：温清澄　审订：杨惠琴）

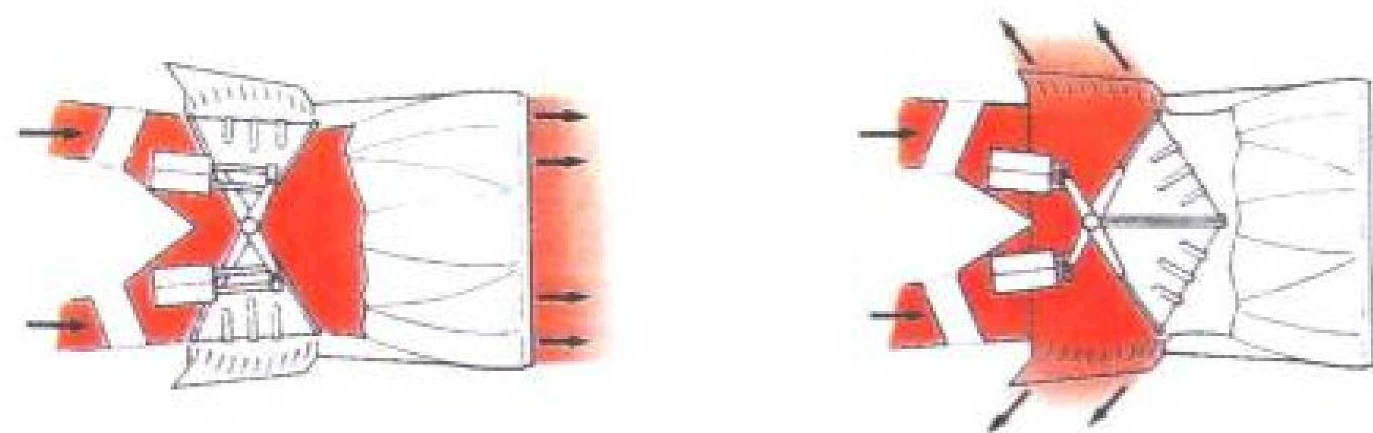
fantanke zhadan

反坦克炸弹　anti-tank bomb　见兵器卷航空破甲炸弹。

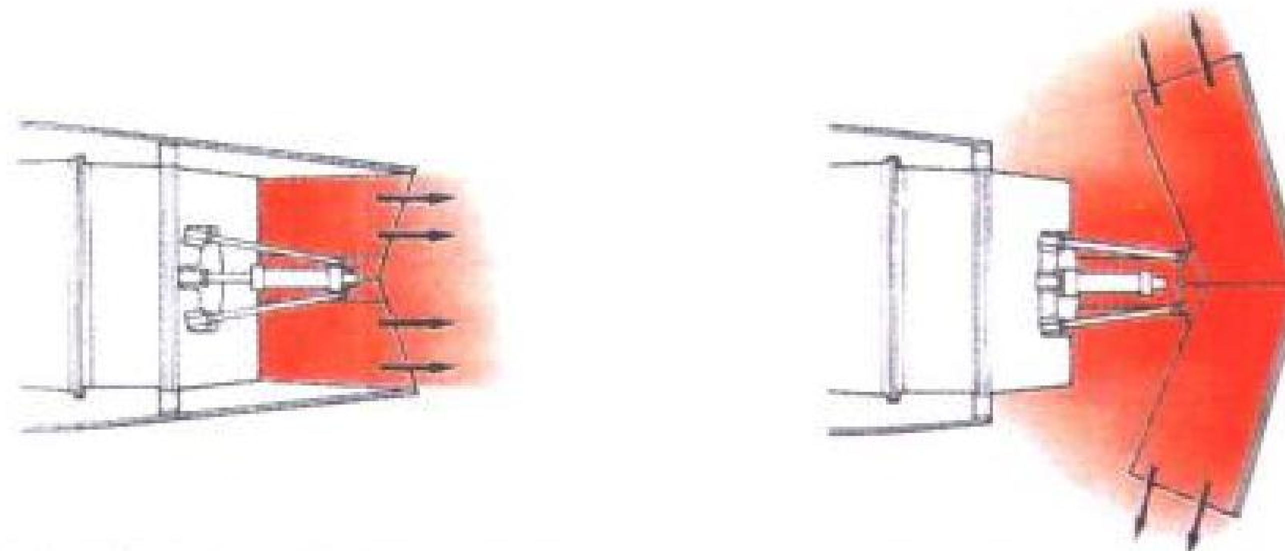
fantuili zhuangzhi

反推力装置　thrust reverser　能使发动机排气向前折转，从而使推力反向的装置。可以缩短飞机着陆时的滑跑距离，改善空中机动性，提高飞机的作战能力，并可对意外情况作出迅速反应，提高飞机的生存力。它比阻力伞、着陆钩和阻力板等的减速效果好，安全可靠，且不受风向和地面机场条件的限制。在民航机和舰载飞机上应用较多，在先进战斗机上配置的矢量喷管也可以具有产生反推力能力。

反推力装置从结构上可分为两大类：(1) 格栅式反推力装置：在喷管出口前实现气流转向，反推力工作时用挡流板阻断主气流向后流动，同时打开转向气流通道，经过格栅引导气流逆向排出。(2) 靶式反推力装置（又称折流板式）：在发动机喷管后面装有向外张开的两块或多块靶壳，它将发动机的喷流挡住并折向逆喷，从而产生反推力。不用反推力时靶壳收拢贴靠发动机喷管外壁。反推力装置的工作性能通常用反推力效率和流量系数进行评定。



格栅式反推力装置向前推力位置　　格栅式反推力装置反向推力位置



靶式反推力装置向前推力位置　　靶式反推力装置反向推力位置

反推力装置示意图（罗·罗公司提供）

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

fantuili zhuangtai

反推力状态　thrust reversing　发动机产生反推力的状态。这时反推力装置工作，改变喷管排气或风扇后外涵气流的方向，使之向前折转 90° 以上喷出，产生反推力。反推力状态广泛用于民用飞机和舰载飞机的着陆过程，以缩短着陆滑跑距离；有些歼击机也采用反推力装置来改善飞机机动性和缩短着陆滑跑距离。（撰写：张　津　审订：陈大光）

fanhang

返航　return　飞机完成飞行任务或因故中途停止执行任务返回起飞机场的过程。飞机执行飞行任务一般都在指定空域或在航线上，返航时要报告地面塔台指挥员，请示返航。指挥员根据空中飞机活动情况和该机油量多少，在不影响安全的情况下同意返航。这时驾驶员操纵飞机对准返航航向，下降高度返航。在接近机场时驾驶员要请示指挥员申请加入起落航线。机场附近飞机起降活动频繁，返航时驾驶员必须严格遵守起落航线各点的高度规定，并注意观察空中和地面情况，以确保安全。（撰写：李玉璞　审订：李志强）

fanxiulü

返修率　shop visit rate (SVR)　航空发动机平均在 1000 飞行小时中，送到工厂进行修理的台数。航空发动机可靠性指标之一。分基本的返修率和总的返修率两种，前者计及由发动机本身引起的修理台数，后者计及由各种原因引起的修理台数。（撰写：陈　光　审订：陈大光）

fanshe laba tianxian

泛射喇叭天线　flood horn antenna　用在军用飞机火控系统中为半主动雷达制导空空导弹提供电磁照射的喇叭天线。正常情况下，雷达制导空空导弹是由火控雷达天线提供对目标的照射，但当火控雷达发生故障或是受到敌方干扰而无法实施或保持对目标跟踪时，导弹将因失去制导信息而失控或是根本无法发射。为提高作战效能，在一些战斗机的头部装有一个泛射喇叭天线，它具有 10° ~ 20° 的较宽波束。当火控雷达失效后，雷达发射机（或专门用于提供照射信号的连续波发射机）将通过波导开关转接到泛射喇叭天线，维持对

目标的照射。由于照射波束较宽，驾驶员很容易操纵飞机，使目标落入照射区；但泛射喇叭天线增益远低于雷达天线增益，因此，导弹的制导距离缩短较多，只能作为备用方式，在近距离（目视范围内）使用。

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

fangxiangduo

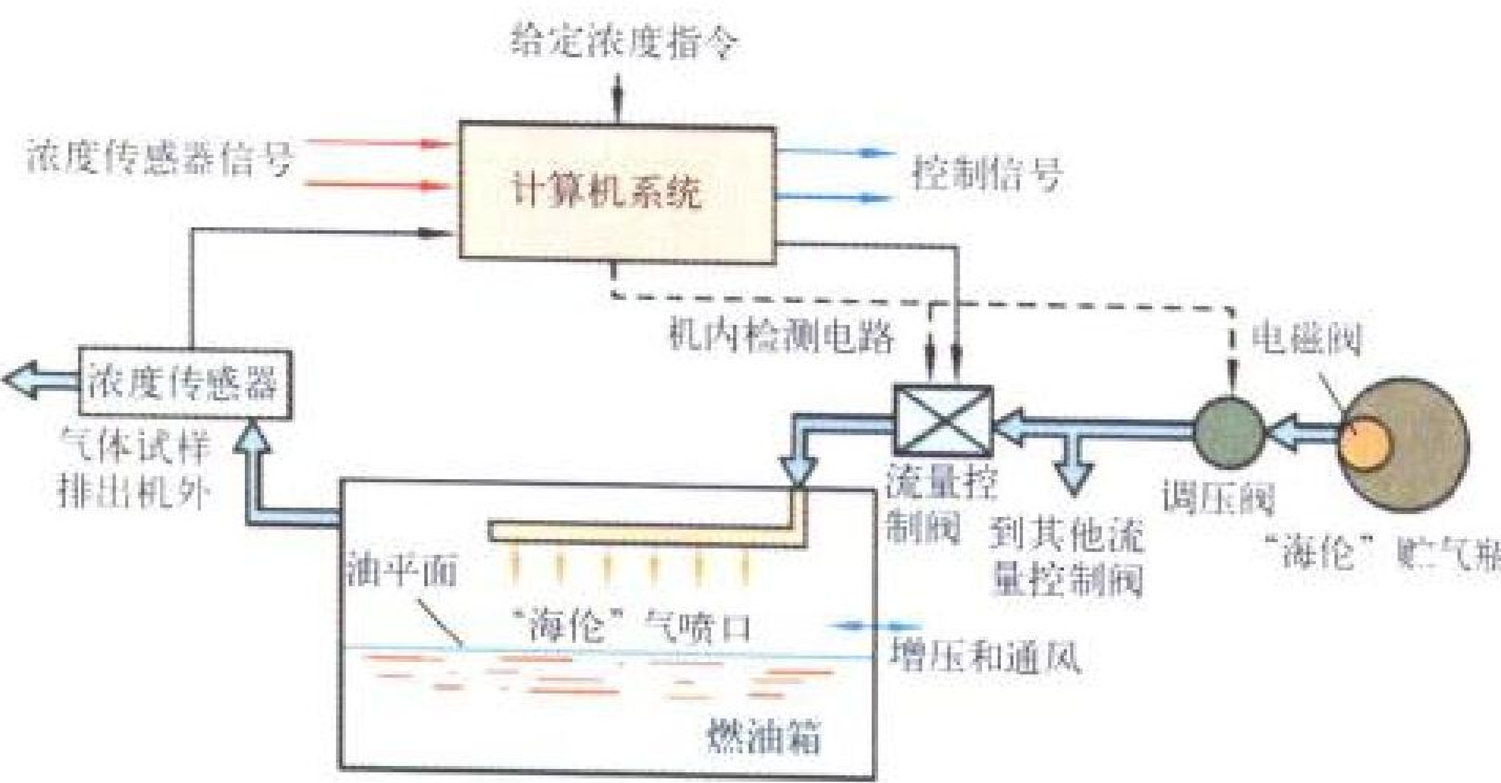
方向舵　rudder　见垂直尾翼。

fangbao

防爆　explosion suppression　见防爆系统。

fangbao xitong

防爆系统　explosion suppressing system　向油箱充填防爆剂（惰性气体或灭火剂）使油箱自由空间达到规定的抑爆浓度的系统。用于作战飞机，可防止飞机油箱内燃油因中弹或静电积聚而着火爆炸。飞机油箱着火或爆炸必须同时满足两个条件：一是火源，如静电火花、外界雷击、导线短路、飞机中弹等；二是油箱内油面上层的空气中的燃油蒸气达到可燃浓度。飞机防爆就是采取各种措施把燃爆的可能性降到最低程度。常见的防爆系统有开式和闭式两种：⑴开式系统：由防爆剂储罐、减压阀（或调压阀）、充填阀（大气吹除阀）等组成。启用时，防爆剂以一定压力和流量充入油箱，置换油箱内原有的空气，使防爆剂达到抑爆浓度。该系统的缺点是效率低，防爆剂耗量大。⑵闭式系统：增加了油箱防爆剂浓度探测器，作为系统的反馈环节，有效地控制油箱内规定的防爆剂浓度。由机载微处理机控制的闭式防爆系统的原理见图。该系统还可设置机内检测装置，以提高系统的可靠性及维修性。防爆剂为惰性气体或抑爆化学物质。飞机上常用二氧化碳（CO_2）、氮气（N_2）及“海伦 1301”（CF_3Br）。



闭式防爆系统原理图

（撰写：徐干　审订：杨燕生）

fangbing huomen

防冰活门　anti-icing valve　在发动机防冰系统中，控制防冰空气的接通或断开，并在防冰空气输入压力超过预定值时，控制下游防冰空气压力的阀门机构。它通常设置在防冰空气管路上，由进口和出口壳体、活门主体、压力套筒组件以及电磁线圈组成。通常防冰空气引自高压压气机后面级的热空气，经过机匣下的集气环和通气管流至防冰活门。在正常情况下活门是关闭的；当选择防冰时，活门的电磁线圈接通，活门打开，向防冰部位供给所需要的热空气。活门内的调节器用来防止热空气压力超过预定值。

（撰写：杨燕生　审订：陈光）

fangbing xitong

防冰系统　anti-icing system　见飞机防冰系统。

fangbing xitong shiyan

防冰系统试验　anti-icing system test　验证飞机防冰系统是否达到设计要求和不防冰的部件迎风表面上结冰时对飞机飞行性能影响的一些试验。分地面试验和飞行试验两大类。地面试验指系统本身参数（如热气防冰系统中导管内气流的压力、温度、流量和机翼前缘防冰腔微引射式结构的引射效率等）的测定和在结冰风洞中进行的部件表面上结冰及其防（除）冰试验。飞行试验通常有下列 3 种：⑴晴空飞行试验：装有热力防冰系统的飞机在预定高度和大气温度的干空气环境中飞行，接通系统，测出系统工作的性能数据和部件防冰区表面温度的分布值；⑵模拟结冰飞行试验：飞机在人工模拟的结冰气象条件下飞行，测定防冰系统的工作性能和不防冰部件表面上的结冰对飞行性能的影响；⑶自然结冰飞行试验：飞机在符合预定结冰气象设计条件的云层中飞行，验证防冰系统保证飞行安全的工作效能。模拟结冰飞行试验有两种方法：一种是用专门飞机作所谓“飞行试验室”，其上装有雾化喷嘴架及被试部件（在喷嘴架后），该机在负温环境中飞行时，通过调控与测量可模拟出含有一定水滴直径及液态水含量的“结冰云层”，从而测定部件表面上的结冰情况及其防冰系统的工作效能；另一种是用带有水箱及喷雾装置的飞机（称水槽飞机）在负温环境中飞行来制造结冰云区，装有防冰系统的飞机以相同速度随后飞行，由此测定防冰系统的工作效能。为研究直升机结冰和验证其防冰系统工作效能，少数国家建有直升机防冰试验设备。自然结冰飞行试验仅用于新机防冰系统性能的最后鉴定，因完全符合预定结冰气象设计条件的云层很难找到，通常只能在接近预定气象条件下进行。

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

fangchuiping

防吹坪　anti-bluster apron　为防止喷气式飞机发动机排气吹坏其他设施而修建的场地。一般用混凝土板铺砌，设在集体停机坪后或试车场后。在防吹坪后设置导流设施，改变发动机排气的气流方向，以降低排气的破坏作用。

（撰写：王立群　审订：陈志伟）

fanghu toukui

防护头盔　protective helmet　又称保护头盔。保护头部免受伤害的头具。用于海、陆、空三军的某些兵种及工业、公路交通、建筑业、体育运动。用于空军飞行员的防护头盔，其主要功能是最大限度地防止或减轻起飞、着陆、机动飞行、应急离机、伞降着陆等过程中头部受到碰撞或高速气流吹袭的伤害。由外壳、吸能系统（半硬泡沫垫或带、绳组成的可调节网状结构）、滤光镜、滤光镜收放机构、通信系统、固定装置（下颏带）等组成。外壳的作用是：⑴将输入能量分散，并通过发出声、光、热和产生局部永久变形来吸收碰撞的一小部分能量；⑵穿过外壳的能量使吸能系统发生压缩、拉伸、断裂等永久性变形而被大量吸收，保护头部免受伤害。滤光镜可防眩光能使脸部免受气流吹袭，也可另设防气流吹袭和飞鸟撞击的镜片。近年来，常配装瞄准具、夜视镜、防闪光盲护目镜等附加装置。减轻重量并使重心合理化等一直是防护头盔设计中考虑的重要内容。

（撰写：刘克定　审订：袁修干）

F

fanghua gongzuo pindu

防滑工作频度 frequency of anti-skid operation 防滑刹车系统进入防滑工作状态后，每秒钟进行刹车和松刹车的次数。应避免防滑工作频度同起落架的自振频率合拍，以防加剧起落架振动，危及飞机安全。在某些起落架刚度低的飞机上，为防止因起落架“走步”或振动而出现的虚假滑动信号引起防滑系统工作，从而导致防滑工作频度同起落架的自振频率合拍，常常在控制回路中设置陷波器，抑制频率与起落架自振频率相同，因而即使起落架发生“走步”或振动也不会引起防滑工作。机械式防滑刹车系统的工作频度为 3～5 Hz。电子防滑系统的频度为 8～10 Hz。

（撰写：胡枫梧 审订：杨燕生）

F

fanghua shache kongzhihe

防滑刹车控制盒 anti-skid brake control box 简称控制盒。由电子控制线路组成主要实现预定控制规律的防滑刹车系统的核心部件。接收到机轮速度传感器来的刹车机轮速度信号（在某些控制原理中还包括不刹车前轮的速度信号或飞机惯性参考系统的参考速度信号）后，按预定的控制规律进行运算，依照所获得的误差信号类型给出“刹车”或“松刹车”指令到压力控制防滑伺服阀，相应地调节刹车压力，从而自动地、准确地实现对刹车压力的控制，以适应各种跑道状态、防止机轮打滑，保证飞机滑跑的安全，提高刹车效率。在电传刹车系统中，控制盒内还包括刹车控制线路。各种安全保护措施，如接地保护逻辑、机轮锁死交叉保护及滑水保护等，也由在控制盒内设置相应的控制线路实现。此外，机内自检设备也是控制盒的一个重要组成部分，并可完成对系统的连续监控、故障隔离及记忆等。

（撰写：胡枫梧 审订：杨燕生）

fanghua shache xitong

防滑刹车系统 anti-skid brake system 又称防爆刹车系统。具有防滑控制功能的刹车系统。能根据跑道表面的状态，相应地调节刹车压力，避免轮胎过度磨损，防止刹爆轮胎，保证飞机高速滑跑过程的安全，提高刹车效率。早期的

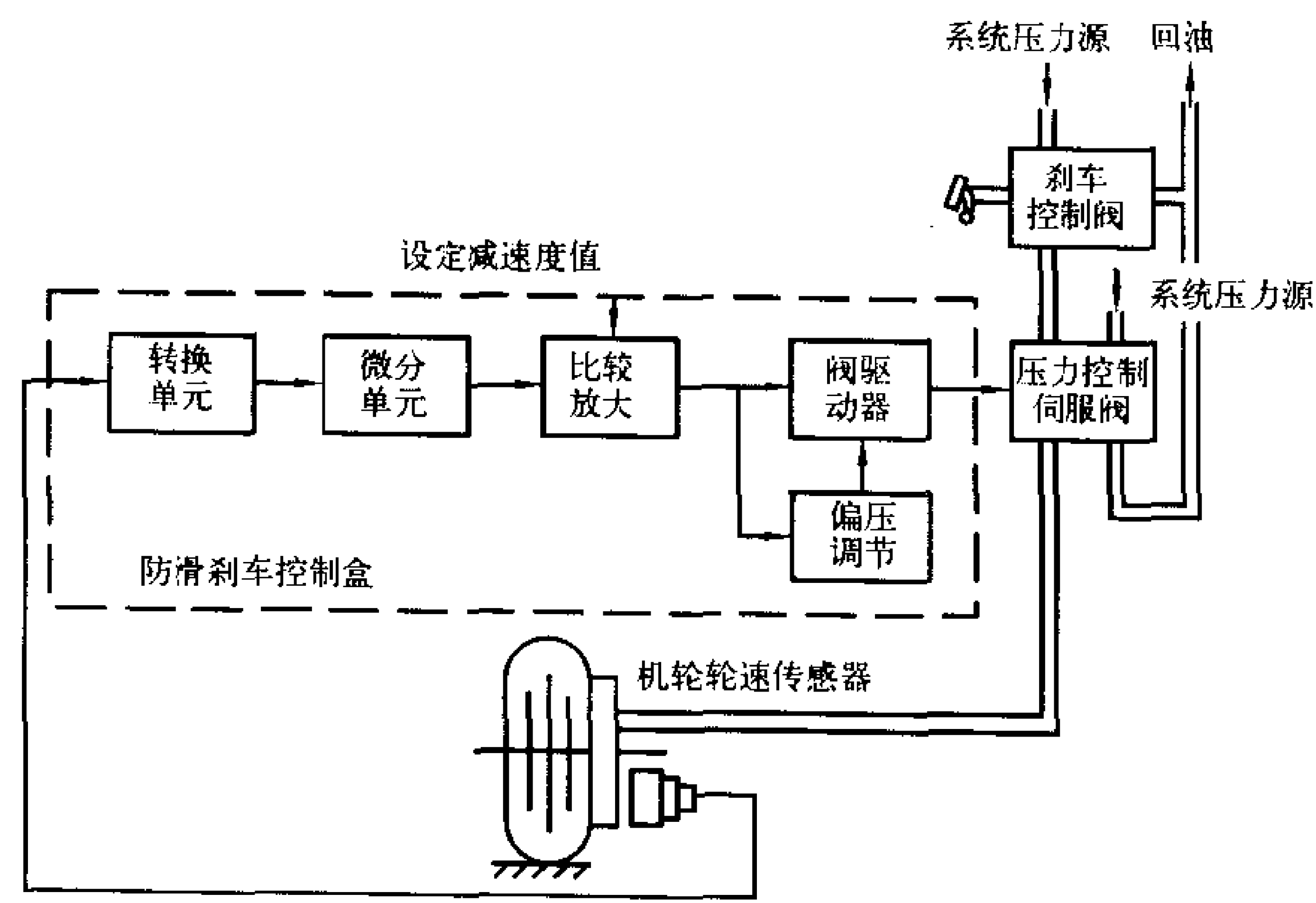


图 1 减速度控制防滑刹车系统框图

防滑刹车系统由机械式惯性传感器和电磁泄压阀组成。利用惯性传感器检测刹车机轮的负角加速度 ε，当 ε 值超过规定值时给出松刹信号，使电磁泄压阀释放刹车压力。这种开关式定值控制系统构造简单，但刹车效率低、可靠性差，可应用在对防滑性能要求不高的飞机上。现代先进的防滑刹车系统采用电—液伺服控制技术由机轮速度传感器、防滑刹车控制盒和压力控制防滑伺服阀等部件组成。按系统感受的滑动参数不同可分为：⑴ 减速度控制防滑刹车系统（图 1）。⑵ 滑

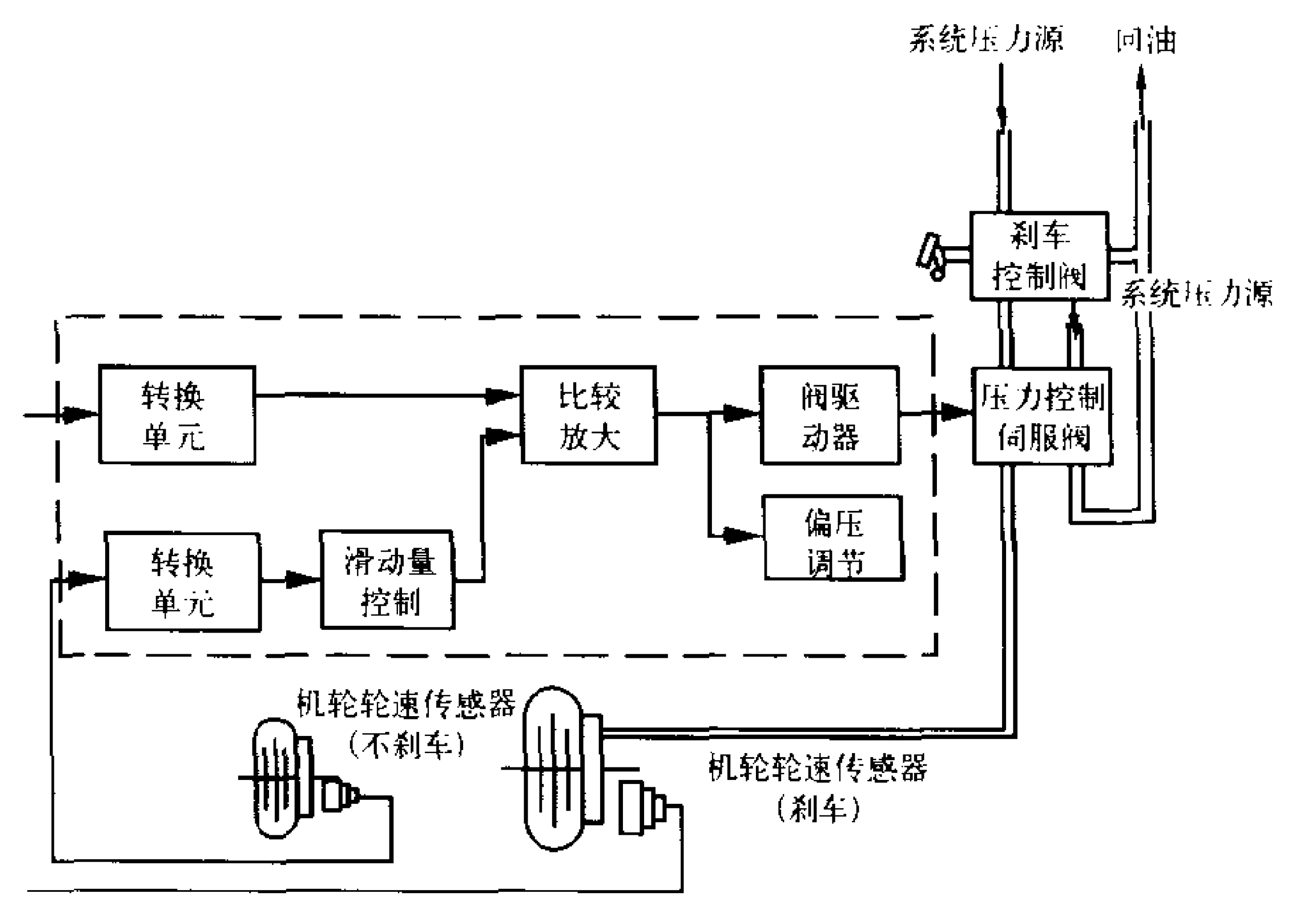


图 2 滑动量控制防滑刹车系统框图

动量控制防滑刹车系统（图2）。⑶ 参考速度—速度差控制防滑刹车系统（图3）。⑷ 最佳控制防滑刹车系统。采用电—液

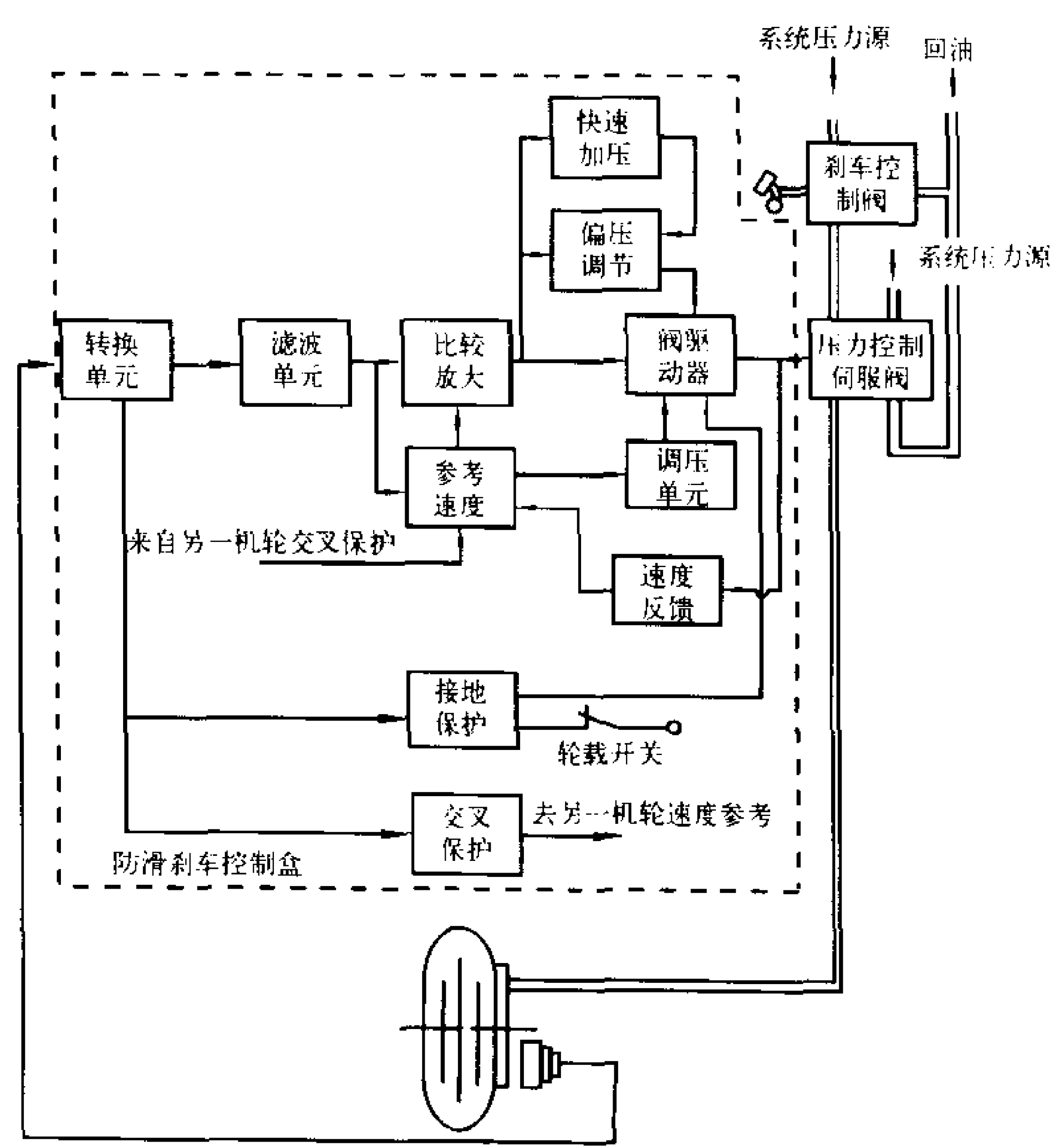


图 3 参考速度—速度差控制防滑刹车系统框图

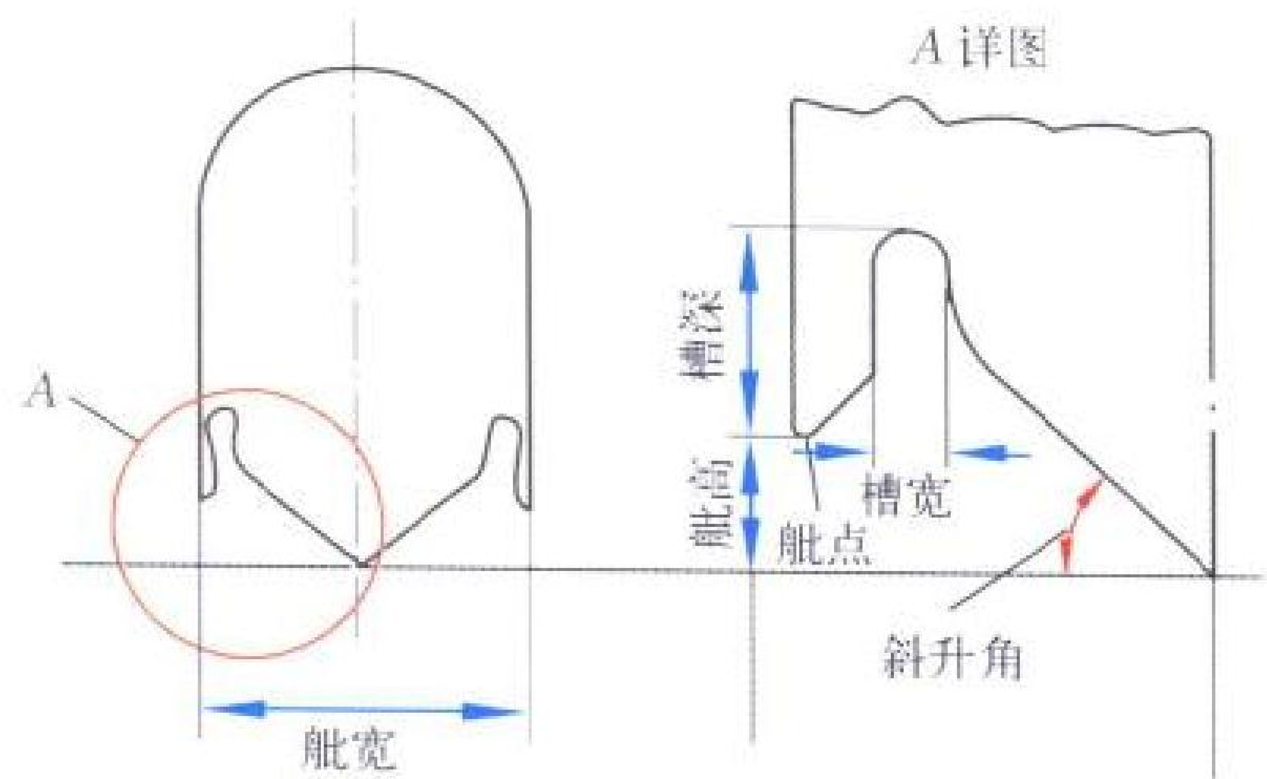
伺服控制的防滑刹车系统都设有接地保护及机轮锁死交叉保护，以增加防滑工作的安全可靠性。在最新推出的系统中还设有滑水保护，以保证在有大量积水的跑道上或冰跑道上也不会锁死机轮造成爆胎，更加安全可靠。

（撰写：胡枫梧 审订：杨燕生）

fangjian jiegou

防溅结构 splash-proof structure 水上飞机船体上抑制水花喷溅，避免影响飞机部件使用功能的结构。水上飞机在水面上起飞、滑行、着水过程中，水动力引起水花喷溅，可能冲击机翼、尾翼、螺旋桨等部件，引起结构损坏、发动机失效等。为避免和减弱喷溅，除在总体布局和船体线形设计上采取措施（如上单翼、海鸥式机翼、高尾翼等）外，还从结构设计上采用防溅结构，在船体艏部沿舭线两侧布置抑波槽，舭线上方安装挡水板，在船底安装防溅条等。抑波槽的作用为抑制主喷溅，降低喷溅高度，消除或减轻主喷溅对飞机部件和外挂物的冲击。抑波槽的结构形式，有加筋板式结构、

盒式结构。为了降低槽内对加筋板的压力，在槽深处按结构的可能开设一排或两排卸压孔，同时卸压孔也能够抑制喷溅高度。盒式结构可采用蜂窝结构、玻璃钢结构、复合材料结构等。设置挡水板的作用是为了防止波浪飞溅出的浪花打到驾驶舱风挡玻璃上，影响空勤人员的视线。挡水板的位置、



喷溅抑制槽剖面

宽度、长度要求既能挡住浪花，又不会遮住空勤人员的视界。挡水板的结构，一般采用铝合金蒙皮和隔板组成；也经常采用玻璃钢结构或复合材料结构。防溅条的作用是为抑制船体局部喷溅，可以在船体任何部位设置，一般在船底沿纵向铅垂地布置或沿舭线铅垂方向、水平方向布置，通称垂直防溅条或水平防溅条。其结构形式类似挡水板。地效飞行器为抑制喷溅布置防溅端板。气垫船为抑制喷溅布置防溅围裙等。　　（撰写：周　雁　审订：何君毅）

fangkong

防空　air defense　防备、抵御敌方空中入侵的措施和行动。主要指建立防空体系，抗击来袭飞机、巡航导弹、弹道导弹等。具有突然性大，作战空间广，手段多样化等特点。其任务是平时保卫国家领空不受侵犯；战时掩护国家转入战时体制、抗击和反击敌之空袭，保卫国家重要目标、保障军队行动自由，保护人民群众安全。按组织与任务不同分为国土防空、野战防空和人民防空。第一次世界大战中及战后，一些国家组建防空部队，成立防空指挥机构，抗击空中来袭目标，加紧改进防空兵器，发展防空部队。特别是雷达的使用，对提高防空效能具有重大的影响。第二次世界大战中，



地空导弹发射

轰炸机的大量使用和导弹用于空袭，使空袭规模不断扩大。战后，喷气式轰炸机和战略导弹的出现以及核技术和电子技术的迅速发展，地空导弹武器系统、预警机和预警雷达以及防空指挥自动化系统的出现，促进了防空兵器的发展，改善了防空体系，提高了防空效能。随着远程战略空袭兵器和航天兵器的发展，防空正朝着空天一体化的方向发展。

（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

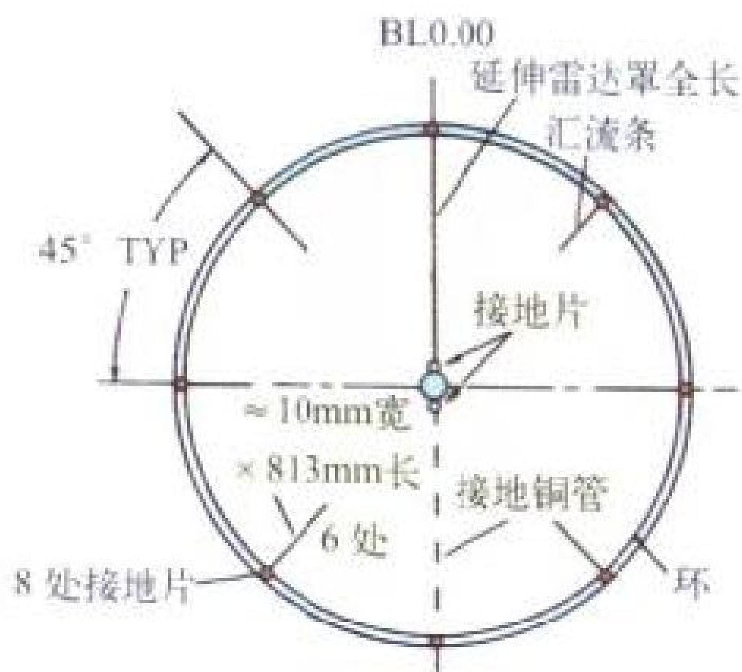
fangkongbing

防空兵　air defense forces　以歼击机、地空导弹、高射炮、高射机枪、雷达等为基本装备，主要遂行防空作战任务的兵种。包括歼击航空兵、地空导弹兵、高射炮兵、雷达兵、电子对抗兵等。能单独或在其他军种、兵种协同下遂行防空作战任务。第一次世界大战期间，一些国家为对付敌空袭，开始组建防空兵。第二次世界大战中，防空作战规模空前扩大，防空兵迅速发展。战后，防空兵在局部战争中发挥了重要作用。随着防空兵器的不断发展，防空兵机动、作战能力将进一步提高。　　（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

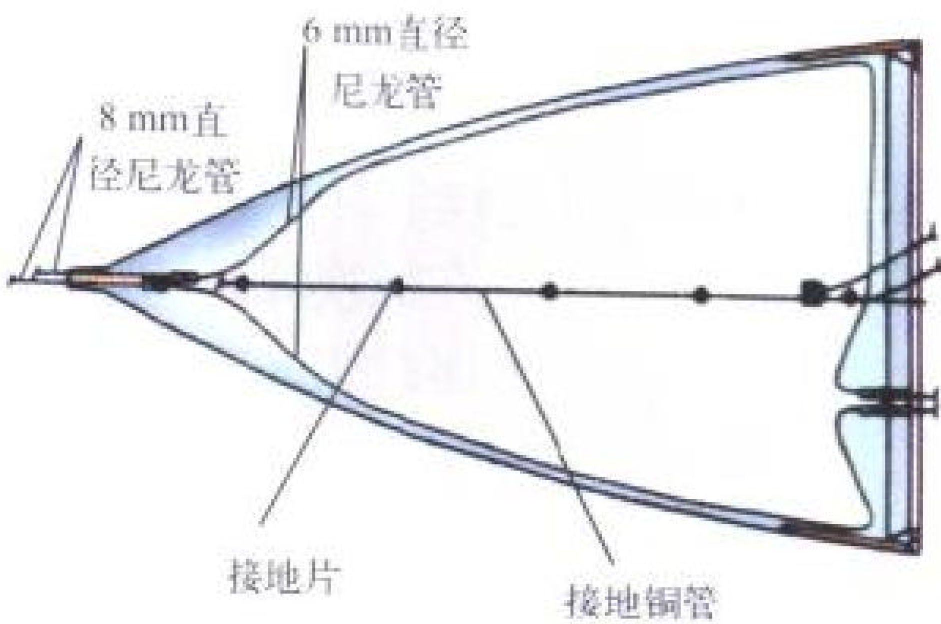
F

fangleidian huiliutiao

防雷电汇流条　lightning diverter strips　能够有效地消除雷击静电对机载雷达天线罩击穿破坏的装置。汇流条的铺设不应对雷达天线罩的电气性能带来明显的影响。一种典型的雷达天线罩防雷电汇流条的铺设方法如图所示。共使用7根汇



(a) 正视图



(b) 侧视图

雷达天线罩防雷电汇流条分布示意图

流条：位于罩顶部（12点钟处）的一根贯通雷达罩全长，而其余6根以45°间隔向左右分布，左右各为3根，底部（6点钟处）为接地铜管，不铺设汇流条。左右6根汇流条，只从雷达罩联接环处向前铺设约80 cm，而不贯穿整个雷达罩到达顶端。常用汇流条的宽度约为1 cm。

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

fangquwai daodan

防区外导弹　stand-off missile　攻击飞机在敌方防空火力杀伤区域之外对其防护的高价值目标实施精确打击的导弹。属防区外精确制导空地攻击武器范畴中的一类战术导弹。防区外导弹有下列特点：防区外发射，确保载机安全；精确制导，达到精确打击；抛撒子弹药，实施多目标攻击；模块化设计，实现系列化和通用化。防区外导弹的研制始于20世

纪 80 年代初期，80 年代后期服役。1991 年海湾战争之后，各国竞相发展新一代防区外导弹，最具代表性的型号是美国的 AGM-154“杰索伍”(JSOW) 联合防区外发射武器和 AGM-158“贾斯姆”(JASSM) 联合防区外空地导弹。防区外导弹正向高超声速、超低空突防和智能化的方向发展。

（撰写：阳至健　审订：王祖典）

fangzhuangdeng

防撞灯 anti-collision light　与航行灯配合显示飞机位置以防飞机间碰撞的灯具。通常在机身上下各装一只。为使目标明显，采用闪光工作方式，故又称闪光灯。防撞灯多采用电机旋转式。一半外壳为反光器的白炽灯泡装在红色滤光罩内，滤光罩颜色要求与红色航行灯相同。为提高可靠性，一个灯具内装有两只灯泡。由电动机传动旋转而形成闪光，每分钟闪烁 80～90 次。（撰写：丁道宏　审订：杨燕生）

fangkuan jingwendingxing kongzhi

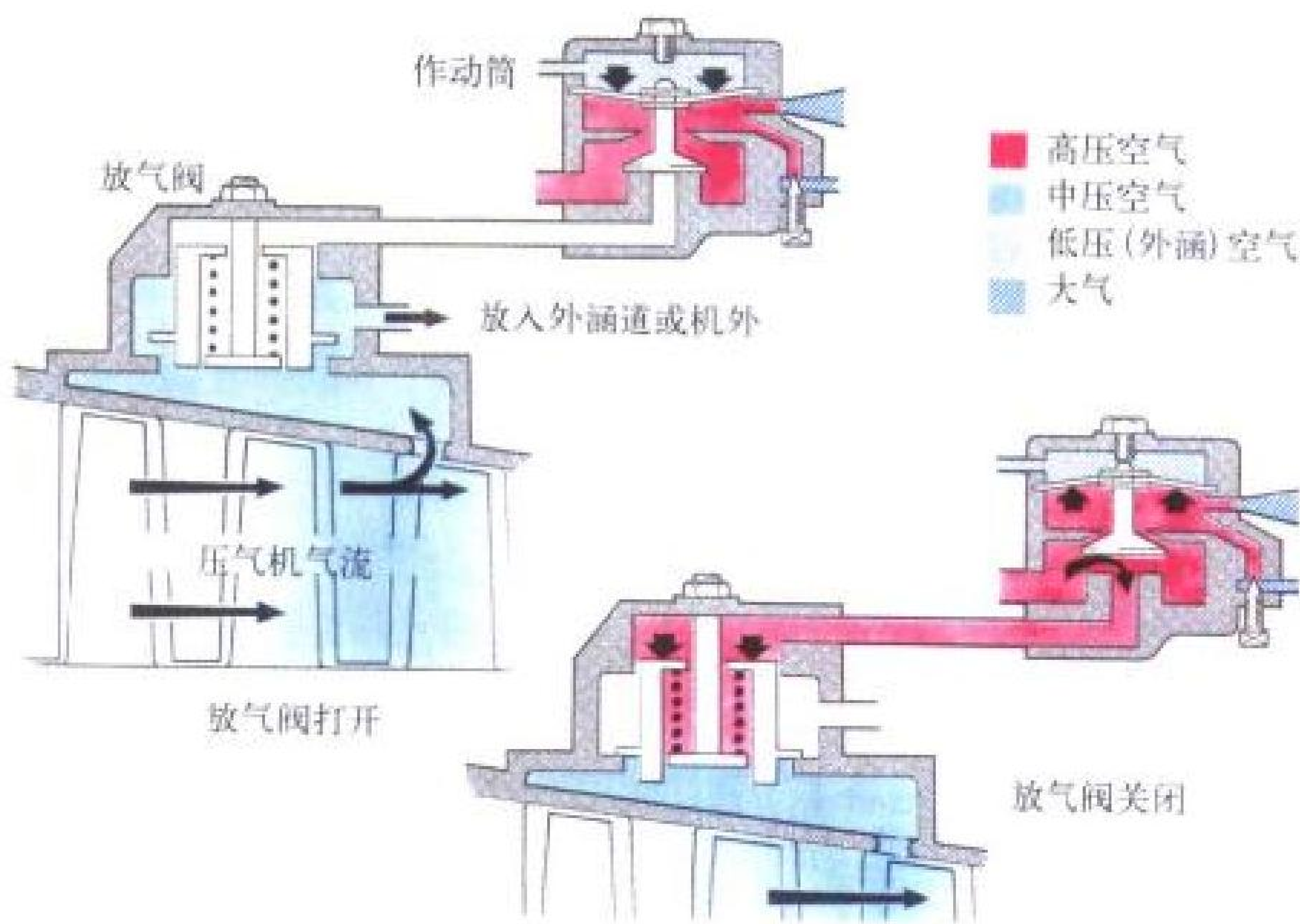
放宽静稳定性控制 relaxed static stability control　主动控制技术的主要功能。放宽静稳定性控制就是对设计成静稳定裕度不足、或中性稳定、或静不稳定的飞机，采用主动控制技术的方法来增强静稳定性和改善飞行品质。通常飞机是静稳定的，才能保证飞机的正常安全操纵。静稳定性与飞机的气动布局、几何外形尺寸有关。静稳定性与飞机的操纵性、高机动性要求相矛盾。为提高现代化先进飞机的飞行品质和飞行性能，将飞机的主要运动状态参量（飞机角速度、迎角、法向和侧向过载等）作反馈，构成闭环控制系统，以一定的控制模式驱动相应气动面运动，产生稳定力矩来补偿、提高飞机所必需的静态稳定性。放宽静稳性控制是在飞机上最先应用和应用最广的主动控制技术。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

fangqi

放气 air bleed　改善压气机低换算转速状态性能的一种措施。增压比大于 4 ～ 5 的压气机在低换算转速工作时，前面级气流迎角偏大，有时会进入失速或喘振状态；后面级则气流迎角偏负，甚至会进入堵塞状态。此时如在中间级放气，前面级和后面级的状况均得到改善。待压气机增至一定转速时，再将放气门关闭。中间级的放气一般是在某一级设放气装置，也有的设两级放气，还有的在压气机出口处放气（但这只能改善前面级的流动情况）。通过放气，压气机与涡轮的匹配得以改善，并改善发动机起动和加减速性能以及中、低转速下的喘振裕度。放气是一项较为简便的措施，但放气时会引起涡轮前燃气温度升高，在涡轮喷气发动机中放出一定温度的气体进入飞机的发动机舱时，对舱体的寿命会有影响，且放气门往往是突然开启，会引起很小的推力阶跃。随着压气机技术的发展，放气的办法已逐步被可调叶片所取代。但有些情况（如高涵道比涡轮风扇发动机的增压级之后）必须放气。这是可调叶片所不能代替的。增压比较高的组合压气机中，常在轴流压气机与离心压气机之间放气。

（撰写：李志广　审订：陈矛章）



放气机构示意图（罗·罗公司提供）

fangsan sudu

放伞速度 deploying speed of drag parachute　飞机着陆过程中放出阻力伞时的速度。现代歼击机、强击机及轰炸机都已普遍使用阻力伞。放出阻力伞的时机有着陆后放伞和空中放伞两种，空中放伞的减速效果更好，但要求驾驶员技术熟练。（撰写：胡枫梧　审订：杨燕生）

fangyou xitong

放油系统 defueling and jettison system　将飞机燃油系统的燃油安全放出机外的整套装置。放油系统分以下两种：(1) 地面放油系统：由油箱沉淀槽、放油管路、放油泵（可用增压泵兼作放油泵）及放油开关组成。可以通过启动放油泵放油，也可以通过地面加油车抽吸放油。地面维护时是利用安装在系统最低处的放油开关将燃油、燃油中的水分及杂质等沉淀物排出机外。(2) 空中应急放油系统：由燃油管路、放油阀门、放油泵、放油套管及套管操纵机构等组成，用于大型飞机、空中加油机等在应急情况下，在飞行中将飞机总重量迅速减少到最大允许着陆重量。应急放油的形式有两种：一种是重力自流放油，另一种是放油泵放油。放油口位置及外形应保证放出的燃油具有一定的流谱和速度，不应喷飘到飞机任何表面上，以防止引起着火。（撰写：王义昆　审订：杨燕生）

feichuan

飞船 airship　飞艇的别称。见飞艇。

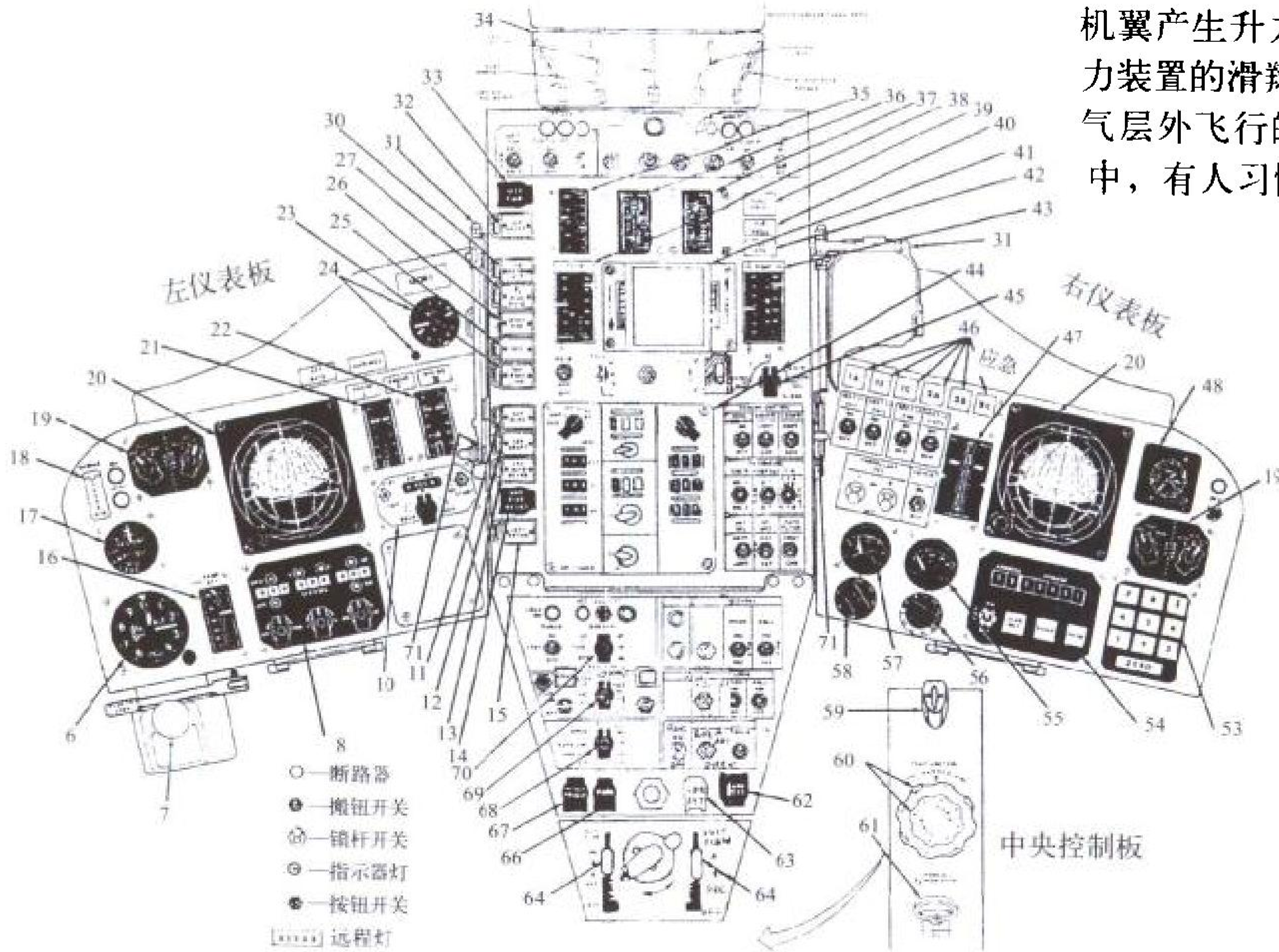
feichuan jiance yu xianshi canshu

飞船监测与显示参数 measurement and display parameters of spacecraft　运载火箭飞行阶段，仪表可能用形象的图形显示和用语言通报的信息：起飞开始点火、助推器分离、一二级火箭分离、整流罩分离、二级主机关机、飞船与运载火箭分离、运载火箭姿态角和角速度、推进剂储量、储箱内的压力和温度；起飞阶段船体纵、横向过载等。制导、导航与控制系统需监测与显示的参数可以有：飞船绕船体三轴角位移与角速度、高度、速度增量 Δv、距离/距离变化率 ($R/\dot{R}$)、多用途时钟（年、月、日、星期、格林尼治时间、地方时以及预置时等）、飞船下方的地理位置、各舱氧化剂与推进剂储量、回收着陆时的高度、下降速度、开伞信号等。飞行管理系统需显示与监测的内容可以有：飞船地面指挥中心发来的命令和航天员执行情况的汇报、飞行计划、工作日程表、各种事件指示、绕地球飞行圈数等。环境控制与生命保障系统需监测与显示的参数可以有：舱内压力、温度、相对湿度、氧分压、二氧化碳分压、噪音水平和辐射剂量等，氧气储量、流量与压力，饮水储量及其温度、压力、pH 值。另外水收集、废物收集与处理等系统也有类似的参数需监测和显

示。航天员保健需监测与显示的参数可以有：体温、血压、心率、呼吸次数、心电图与脑电图等，航天服内的温度、相对湿度、压力、氧气流量、二氧化碳分压与内外压差等。热控系统所需监测与显示的参数主要有各舱段的气温和壁温。电源系统需监测与显示的参数主要有电压、电流、功率(包括二次电源)。 (撰写：黄俊钦 审订：王占林)

feichuan yibiaoban

飞船仪表板 instrument panel of spacecraft 以“双子星座”号飞船仪表板为例解释，该仪表板分左、中、右三块。按仪表功用可分为6类。(1)飞行仪表：左、右仪表板上各装一个飞行姿态指引仪20，和姿态控制选择开关19、59、68；高度表6；速度增量Δν指示器8；下降率指示器17；纵向加速度表24；着陆姿态开关63。(2)导航仪表：事件计时器10；24小时制的计时器48；惯性平台工作模式选择钮70；飞行计划显示滚筒41。(3)计算机：计算机数据输入键盘53；数据读出单元54；计算机工作模式选择钮69。(4)动力装置仪表：推进剂储量16；推进剂温度压力表43；推进剂告警选择器45；一级和二级大力神火箭燃料/氧化剂箱内压力表21、22；运载火箭分离指示器/开关32。(5)电源系统仪表：主电池功率表26；燃料电池指示器39、46；主汇流条电流表47；直流电压表55及其选择钮56；直流电流表57及其选择钮58。(6)座舱环境控制分系统仪表：座舱压力/CO_2含量表36及座舱增压控制器65；座舱/航天服温度指示器35及其控制钮60；氧分压指示器37；液氧储量表38；大



“双子星座”号飞船仪表板

流量氧手控制钮61；航天服流量控制板64。从仪表结构看，有球形指示仪表2个，圆盘式仪表6个，竖直刻度仪表9个，及指示器与开关装在一起的仪表。

(撰写：黄俊钦 审订：王占林)

feidieshi feiji

飞碟式飞机 flying-dish plane 外形类似飞碟的飞机。由于飞碟式飞机的机身与机翼融为一体，其载荷分布比较均匀，因而具有结构重量轻的特点。这种飞机的主要缺点在于升阻比小，其操纵性和稳定性比较差，因此，在实际应用中采用飞碟式布局的飞机并不多。1997年，俄罗斯向外界展示了他们正在研制的一种飞碟式飞机(见图)。机身的直径大约为


俄罗斯研制的飞碟式飞机(模型)

15 m，机体两侧装有很短的机翼，尾部装外倾式双垂尾。飞机的起飞重量为9 t，飞行速度为150～550 km/h，续航时间5 h，航程6000 km，可装载32名乘客。机上没有安装传统的起落架装置，而是采用气垫式起落装置，所以它在起飞和降落时不需要跑道。 (撰写：赵群力 审订：任源博)

feiji

飞机 aircraft, airplane 由动力装置产生前进推力，由固定机翼产生升力，在大气层中飞行的重于空气的航空器。无动力装置的滑翔机、以旋翼作为主要升力面的直升机以及在大气层外飞行的航天飞机都不属飞机的范畴。但在日常生活中，有人习惯地将气球、飞艇以外的航空器泛称飞机。

(撰写：赵群力 审订：王道荫)

feiji baozhang xitong

飞机保障系统 aircraft support system 又称飞机保障分系统。使用与维修飞机所需的所有保障资源的有机组合。它是在飞机的寿命周期内，主要在研制过程中，为了满足平时战备完好性和战时使用要求将所需的保障资源相互关联和相互协调而形成的一个系统。飞机保障系统包括保障飞机所需人力、物力、信息等各种资源，包括人员、备件、保障设备、设施、技术文件、计算机保障资源等。保障系统应同飞机同步采办、研制与交付。

(撰写：侯志刚 审订：王立群)

feiji baozhangxing pinggu

飞机保障性评估 aircraft supportability assessment 对飞机保障性是否符合合同规定的定量和定性要求的评价，是飞机保障性试验与评价的统称。它在飞机的寿命周期中，主要在其研制过程中进行。评价的内容包括对飞机或设备的可靠性、维修性(含测试性)、运输性等保障设计特性和飞机保障系统的保障能力的评价以及飞机战备完好性的评估。目的是衡量研制过程中的飞机保障性，鉴定所研制的飞机保障性是否符合合同要求，评价计划的保障系统的使用效能；确定保障性方面存在的问题和改进措施。保障性试验与评价通常应结合研制试验与评价、使用试验与评价进行，并在

部署后进行保障性评估。（撰写：侯志刚　审订：王立群）

feiji bulei

飞机布雷 aerial mine-laying　从飞机上向地面布放地雷或向水面布放水雷的统称。利用飞机的快速性、灵活性向战区或敌方坦克、舰船可能出现的地区布设地雷、水雷，以摧毁敌方的战斗装备或限制其行动范围。例如：作为反坦克武器向地面布放的地雷，可以阻止大面积集群坦克的进攻；作为对临海国家实行海面封锁的水雷，可以切断海上交通和破坏海上作业。当敌方的兵器进入布雷区之后，可能触发或借助某种物理场（如声响、次声、超声、磁感应、水压等）引爆战斗部，达到毁伤或长期威胁敌方的目的。

飞机布雷是通过专门的布雷器进行的。如原西德 MW-1 多用途武器系统的布雷吊舱（见图），它在机身下面有 112 个



MW-1 多用途武器系统布雷图

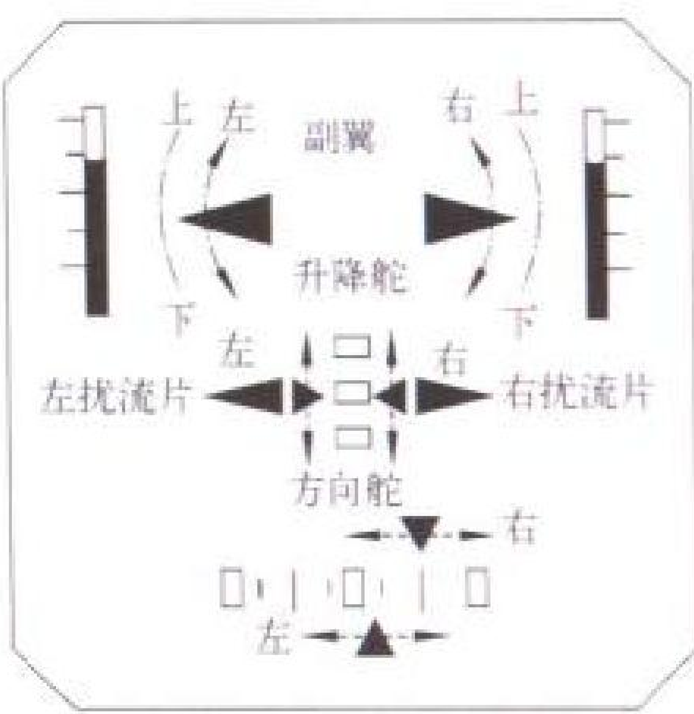
反坦克地雷发射管，可射出 224 个反坦克地雷，单机布雷面积达 500 m × 2500 m。这种吊舱还可以抛射其他用途的地雷和炸弹，如对付非装甲目标的杀伤地雷、破坏柔软目标的饵雷、攻击碉堡和机场的侵彻炸弹等。水上布置深度可从海面一直延伸到几百米的海底，对舰队、船队和潜艇均构成严重威胁。（撰写：高振声　审订：王祖典）

feiji bujian sheji

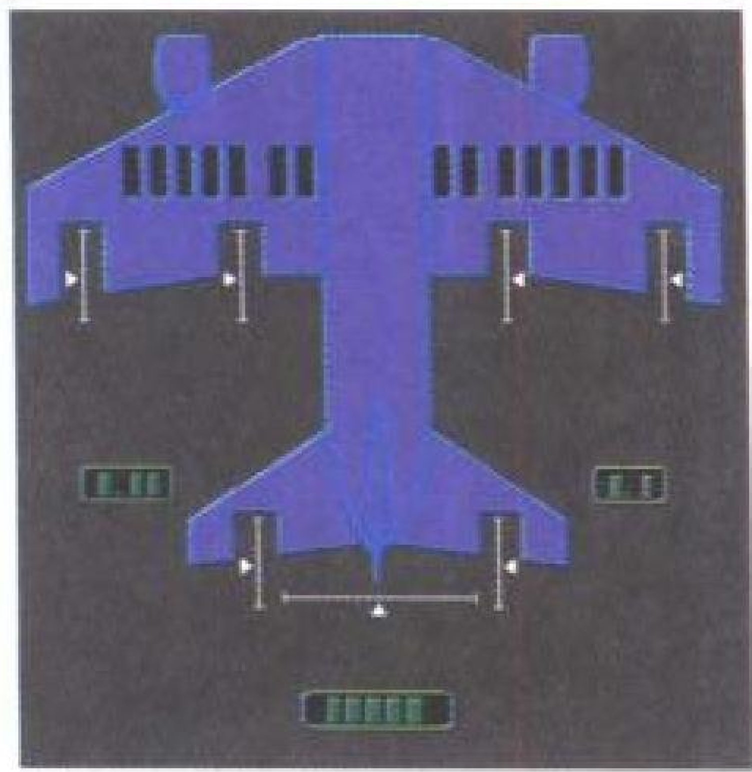
飞机部件设计 aircraft components design　在飞机设计过程中，对组成飞机机体的各部件——机身（前、中、后），机翼（中翼、外翼），平尾，垂尾，操纵面，起落架及各分系统等进行设计的工作。飞机部件设计主要是部件结构的设计，有的也包括安装在该部件上的一些系统支架、卡箍的设计。其工作内容有确定部件结构形式、受力分析和构件布置，选择材料，结构协调，打样和零部件详细设计，绘制生产图样，计算零部件重量，进行强度刚度分析等。在几个工厂联合研制新机时，往往采取部件谁制造就由谁按总体要求进行设计的分工办法，运用先进的计算机技术，实现异地设计、异地制造。（撰写：李天　郑作棣　审订：金允汶）

feiji caozongmian weizhi xianshiyi

飞机操纵面位置显示仪 control surfaces position display　显示飞机各操纵面位置的仪表。图（a）是 20 世纪 70～80 年代飞机各操纵面位置显示仪的图形。左右副翼、升降舵均用符号表示向上/向下偏转的定性描述；用左右移动的符号描述方向舵的左/右偏转；左右扰流片均用竖直刻度中黑条的上/下移动来表示它们打开的程度。图（b）是波音 777 飞机上的飞机操纵面位置显示图。主要图形是整个飞机外形俯视简图，各操纵面的位置显示图就画在飞机外形图相应位置上。各时刻它们所在位置（各传感器测量的结果），用定性的符号显示。副翼、襟翼、升降舵都用向上/下偏转的定性符号表示。方向舵用向左/右偏转的符号表示，既形象又直观。扰流片的位置用机翼上的黑白带表示，它们的故障分“不能用”（invalid）和“损坏”（failed）两个等级，若该扰流片发生“不能用”的故障，该片处变成空白。若某扰流片发生“损坏”级的故障，便用一方块内有个 × 显示。方向舵调整片位置和安定面位置均采用数字显示。（撰写：黄俊钦　审订：王占林）



(a)


(b)

飞机操纵面位置显示仪

feiji caozong xitong

飞机操纵系统 aircraft control system　飞机飞行时所用的操纵飞机的系统。飞机发展初期，为飞机绕其三轴转动提供操纵力矩的系统，这种操纵方式为力矩操纵，又称常规操纵。因其对飞行安全有重大影响，故称为主飞行操纵系统，操纵中需要有力和位移的感觉。而襟翼、减速板、配平和俯冲改出装置等操纵系统，如发生故障，不会影响飞行安全，故称为副飞行操纵系统。操纵时不需有力的感觉，需要有位置状态指示。飞机操纵系统经历了机械操纵系统、增稳操纵系统、控制增稳操纵系统、电传操纵系统。20 世纪 70 年代初，电传操纵系统在飞机上的应用，随即发展了随控布局技术（CCV），如直接升力和侧力操纵，增加了主操纵系统的功能，同时也增加了副操纵系统的功能。例如，机动前缘襟翼、缝翼、后缘襟翼、鸭翼和可操纵的调整片均影响飞行安全，实际上主、副操纵系统区分已失去意义。目前飞机操纵系统按操纵信号发生的来源划分：(1) 人工飞行操纵系统，其操纵信号是由驾驶员发出的；(2) 自动飞行控制系统，其控制信号是由系统本身自动产生的。参见飞行控制系统。

（撰写：徐鑫福　审订：王占林）

feiji chuqinlü

飞机出勤率 aircraft operational readiness　见飞机完好率。

feiji dengjishu

飞机等级数 aircraft classification number (ACN)　表示飞机对某标准地基的道面产生影响的数。它是国际民航组织发展的一种用于评定飞机地面支承系统与机场跑道适应性的 ACN-PCN 方法中的一个指标。ACN 值由飞机设计单位通过计算提出。当飞机 ACN 值小于或等于跑道的 PCN（道面等级数）值时，该飞机就可在此跑道上无限制使用。

（撰写：赵海生　修订：任源博　审订：赵秀丽）

feiji dimian shiyan

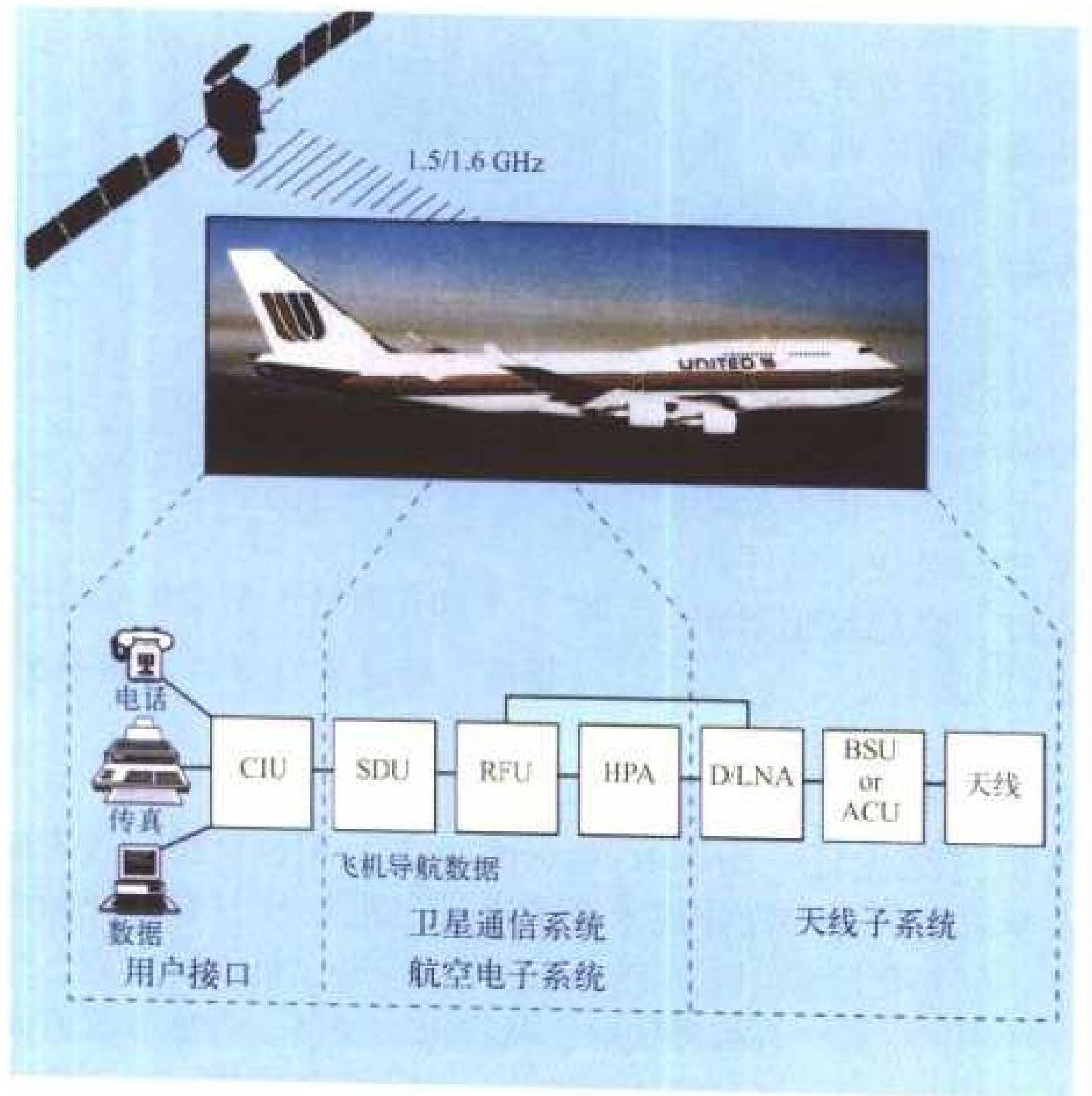
飞机地面试验 aircraft ground test 飞机在地面停机状态下，在飞机上所进行的各种试验。飞机地面试验的目的和内容是多方面的。在新机首飞前，应对全机的功能系统和机载设备进行分别试验、双边联试、多边联试直至全机设备联试，还需在发动机开车的情况下进行系统和设备试验。属于结构方面的地面试验，有全机地面共振试验，结构和系统的刚度试验，全机或部件的静力试验等；专题地面试验有全机天线试验、噪声测试和全机电磁兼容性试验、全机或部件的静力试验等。为配合试飞、弄清试飞中发现的问题，在飞行后必要时也要做相关的补充地面试验。在进行飞机地面试验时，必须采取必要的预防措施，保证飞机和人员的安全。试验范围应由小到大、由简到繁地逐步开展，试验应严格按试验任务书进行，并测量和记录好有关数据。

（撰写：贯 鑫 审订：郑作棣）

feiji diqiuzhan

飞机地球站 aircraft earth station (AES) 一种飞机上用来进行航空移动卫星通信业务的设施。国际移动卫星组织提供的系统规定飞机与卫星之间的通信链路(称为服务链路)用L波段。飞机地球站(AES)由天线、天线控制器(ACU)或波束控制单元(BSU)、低噪声放大器/双工器(LNA/DIP)、高功率放大器(HPA)、射频单元(RFU)、卫星数据单元(SDU)和通信控制单元组成。其天线和卫星数据单元体现了AES的特点。目前大多用相控阵天线，与机身共形以减小阻力，增益分低增益(0 dBi)、中增益(6 dBi)和高增益(12 dBi)3种。卫星数据单元(SDU)由调制解调器、纠错编译码器、交织/去交织器、扰码去扰码器、数据率切换控制器等组成，它还有将数字/话音输入信号变为基带或中频信号等功能。航空移动卫星业务(AMSS)通信有4种信道，分别称为P信道、R信道、T信道和C信道。P、R、T信道用于传输中速率的信令和数据，C信道用于传输话音和高速率的数据。每个AES至少要配置一个P信道接收机和一个R信道发射机，这是AES最基本的功能，可传低速数据。其他数据信道和话音信道可根据AES类型及用户要求来配置，一般T和R信道共用一个发射机。

（撰写：薛文安 审订：周其焕）



飞机地球站

feiji di'er dongli xitong

飞机第二动力系统 aircraft secondary power system 独立于主发动机，为机载设备提供辅助及应急功率，并能起动主发动机的整套装置。一种多功能的综合系统。由辅助动力装置、应急动力装置、起动装置、附件驱动装置、发电机、液压泵等组成。使飞机具有自足能力，减少对地面辅助设备的依赖，并同时具有应急和快速反应能力。它还具有能在地面及空中起动主发动机；为液压泵及发电机提供应急动力，保证飞行安全；在主发动机不工作时，为地面维护及检测以及为环境控制系统提供辅助功率等功能；可分为机械驱动式、气压驱动式、电力驱动式、液压驱动式和组合式等5种类型。

（撰写：毛可久 审订：杨燕生）

feiji dianbo

飞机颠簸 aircraft bumpiness 飞机在空中由于不稳定垂直气流影响，产生忽上忽下以至摇晃、摆头和局部抖动的现象。它是飞机在空中遭遇强烈变化的气流引起的。强颠簸严重影响飞行，使飞机操纵困难，乘员疲劳，影响空中射击和投弹的命中率，严重时甚至会使飞机结构因承受过大的应力而损坏，造成失事。颠簸强度主要取决于扰动气流强度、飞行速度和飞机的机翼载荷三个因素。根据飞行状态的变动情况，颠簸强度一般可划分为微弱、中度、强烈三个等级(见表)。

飞行颠簸强度等级

飞行速度 / 飞行状态 / 颠簸等级	300～500 km/h	500～600 km/h	600～800 km/h
微弱	飞机很少抖动，有摇摆，被轻轻地抛上抛下	飞机稍有抖动，被抛上抛下	飞机抖动，常常被上下抛掷
中度	飞机机翼剧烈摇摆，翼面受到冲击，飞机强烈地抖动，被剧烈而频繁地抛上抛下，从驾驶盘(杆)上感到载荷增加	飞机抖动，被频繁地上下抛掷，机翼摇摆	飞机强烈地抖动，被频繁而强烈地上下抛掷，机翼摇摆
强烈	飞机被猛烈而频繁地抛上抛下，随着飞行高度的变化，机翼受到猛烈冲击，使机翼摇摆，驾驶盘(杆)从飞行员手中滑脱	飞机被强烈地、频繁地和急剧地上下抛掷，飞行高度变化很大	飞机非常强烈地抖动，被频繁而剧烈地抛上抛下，飞行高度变化很大

（撰写：王吉昌 审订：薛顺来）

feiji dianji

飞机电击 lightning strike 飞机飞行中由于大气强电场作用使飞机某些突出部位(天线、翼端、垂尾等)产生的放电现象。一般多发生在雷暴云中或其附近，故也称雷击。空中(云中、云地)闪电和飞机静电放电都可能使飞机遭电击，尤其闪电危害更大。飞机电击易产生如下危害：(1)击损金属蒙皮和击碎非金属突出物；(2)油箱被击爆炸；(3)发动机功率损失；(4)损坏机载电子设备；(5)对飞行人员造成生理影响，严重时可致盲和神经错乱。

现代飞机已从设计制造上采取许多防电击的安全措施。在实际飞行中，应注意避开易产生电击的雷暴云和强降水区。

（撰写：王学永 修订：王吉昌 审订：薛顺来）

feiji dianqi xitong

飞机电气系统 aircraft electrical system 飞机供电系统和机载用电设备的总称。供电系统包括电源系统和配电系统，

F

前者用于产生和变换电能，后者用于分配和管理电能。用电设备包括飞机飞行操纵、发动机控制、航空电子、电动机械、生命保障、武器系统、照明与信号、防冰加温和旅客生活服务等系统。飞机供电系统的作用在于保证可靠地向用电设备，尤其是与安全飞行直接有关的重要用电设备提供符合要求的电能。飞机供电系统要求可靠性高，因此必须采用多种措施来满足这个要求，如采用余度技术和应急措施等。

（撰写：蒋志扬　审订：杨燕生）

feiji dianyuan xitong

飞机电源系统　aircraft electrical power generating system　飞机上用于产生和变换电能的系统。由主电源、辅助电源、备份电源、应急电源、地面电源和二次电源等组成。主电源是由航空发动机直接或间接传动的发电机及其控制器等构成，在发动机工作期间将机械能转换成符合一定要求的电能。辅助电源包括航空蓄电池和辅助动力装置驱动的发电机等。辅助电源在主电源不工作时向机上用电设备供电。主电源故障时，由应急电源向重要用电设备供电，保证飞机安全着陆。常用的应急电源有蓄电池、应急动力装置或液压马达驱动的发电机和应急冲压涡轮发电机。冲压涡轮平时收在飞机机体内不工作，应急时放到机体外由迎面气流驱动旋转，带动发电机发电。飞机停在地面时，地面电源通过电缆经飞机机体上的地面电源插座向飞机电网供电，用于检查飞机设备和起动航空发动机。飞机电源系统的这种配置方式是为了在各种情况下都能连续和可靠地向用电设备供电。由低压直流电源、变频交流电源、恒频交流电源、高压直流电源和由低压直流与交流电源构成的混合电源系统等已在飞机上应用。机载设备要求电源系统提供较高质量的电能。对飞机电源系统的使用要求是工作可靠，维修性好，体积小、重量轻、成本低和工作效率高。（撰写：严仰光　审订：杨燕生）

feiji dongku

飞机洞库　cave hangar　为防敌袭击而构筑在跑道附近的，能停放多架飞机或直升机的坑道式或掘开式防护工事。坑道式机库主要是利用机场附近适合的山体掘洞构筑，采用钢筋混凝土进行被覆。通常设有两到三个朝向不同的出入口，各口部安装一道或两道防护门，采用立转式（又称绞链式）或推拉式（又称滚动式），用机械开启或关闭。出入口有拖机道与机场跑道相连，并在有的出口处筑有应急起飞跑道。洞库的跨度和高度根据适用于存放飞机的机种机型而不同，可存放的飞机数量从数架到百余架不等。掘开式飞机洞库，主要是当机场附近无适合的山体时，在平坦、起伏地形上构筑，通常采用钢筋混凝土结构。按其覆土分为全地下式或半地下式两种。全地下式是整个飞机洞库的结构埋在地表面以下，半地下式的结构有一部分突出地表面，覆以回填土作防护层，有的还将跑道的一端部分建在地下与飞机洞库相连接，以利于飞机从洞库滑行起飞。



飞机洞库

飞机洞库具有较强的防护能力，但是工程造价高，飞机只能逐架进出，较适合于屯兵使用。

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

feiji fadianji

飞机发电机　aircraft electrical generator　飞机上将机械能转换为电能的电磁装置。一般由发动机或辅助动力装置驱动，与调节、保护等控制装置配套工作，向飞机电网供电。

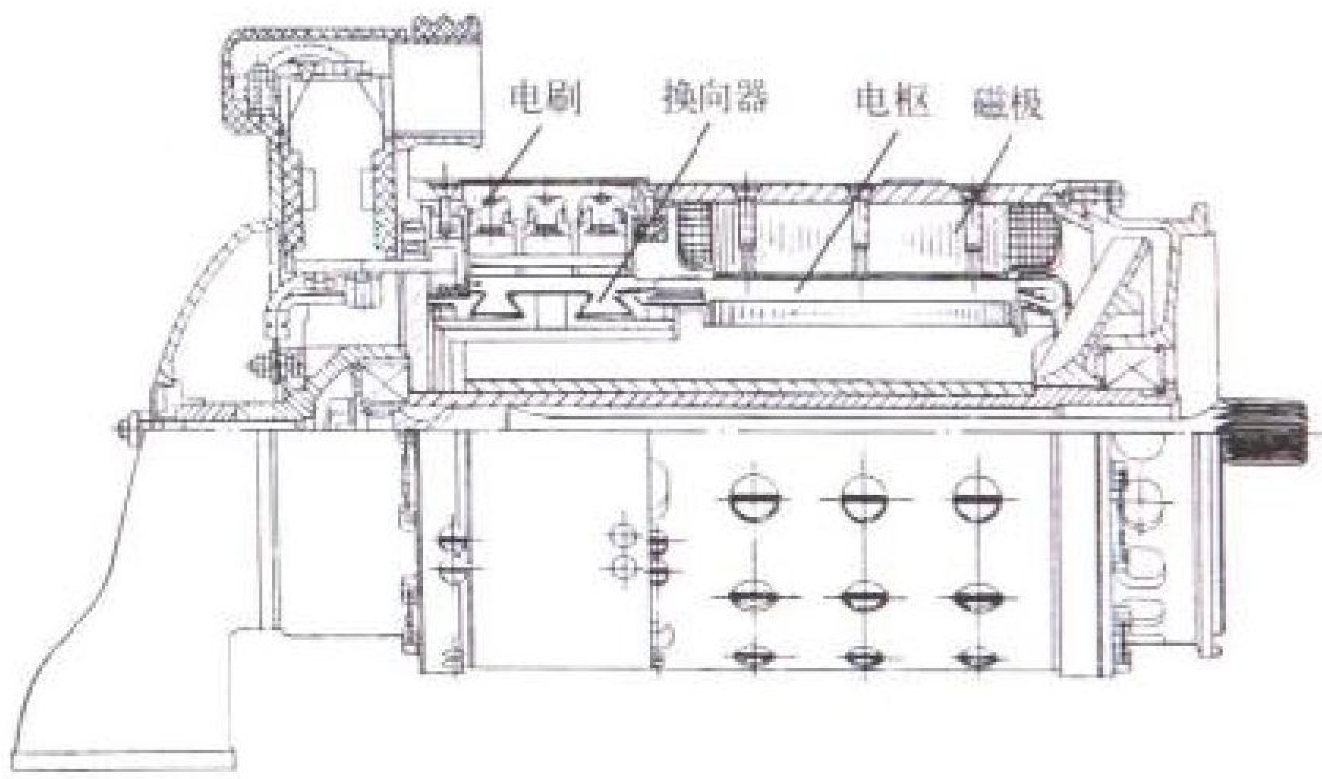


图 1　飞机直流发电机典型结构

飞机发电机可分为直流发电机和交流发电机两大类。(1) 直流发电机：通常转速范围较宽，额定电压为 28.5 V、额定功率有 3、6、9、12、18 kW 等多种规格。直流发电机由定子、转子、端盖等部分组成，定子上装有主磁极和励磁绕组，有的还装有换向极和补偿绕组。转子上有电枢铁芯、电枢绕组、换向器及风扇转轴等部件。端盖上装有电刷架、电刷、风罩、轴承等部件（见图 1）。(2) 交流发电机：飞机同步发电机。按励磁方式不同分为有刷励磁式、旋转整流器无刷励磁式、永磁式和爪极式等；按冷却方式，分风冷和油冷两类，油冷有循油冷却和喷油冷却；有单相发电机和三相发电机。一般的交流发电机有定子和转子两大部件；定子由铁芯、电枢绕组等部件组成；转子由磁极、励磁绕组等组成（见图 2）。

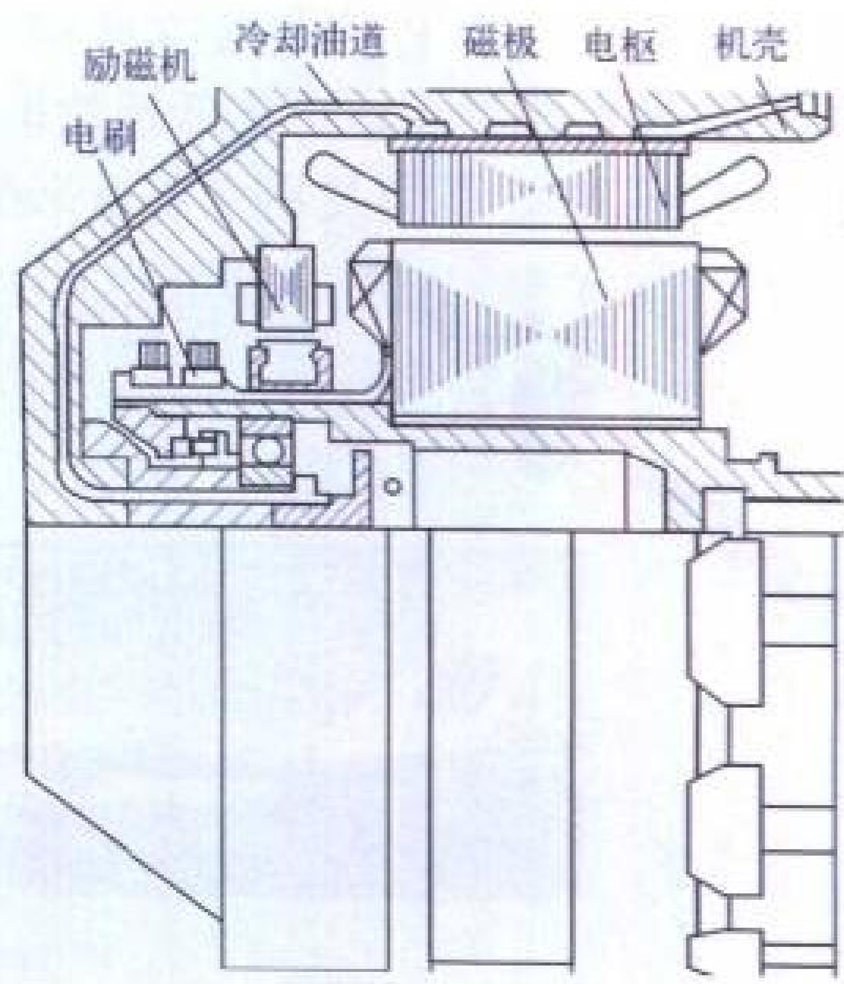


图 2　飞机有刷同步发电机结构图

（撰写：刘迪吉　审订：杨燕生）

feiji fang'an lunzheng

飞机方案论证　aircraft concept study　根据军机的战术技术要求或民机的设计技术要求进行飞机初步方案设计和论证。在飞机方案论证初期，可以提出多种飞机设计方案，经过打样、计算、分析和试验，从技术、经济、进度等多方面进行对比论证，通过优化和综合，拿出最佳方案。在飞机方案设计阶段要对飞机设计的各个具体方案（如结构分离面的

设置、结构主要受力路线安排、材料选用、系统设备方案选取、所用关键技术等）作进一步的论证，直至设计方案冻结。每项论证都应编写方案论证报告，以备上报、评审和存档。

（撰写：贾 鑫 审订：郑作棣）

feiji fang'an sheji

飞机方案设计 conceptual design of aircraft 新机开始研制的第一个阶段。军机研制时，根据批准的战术技术要求，飞机设计单位运用已有的技术成果和设计经验提出初步设计方案。主要工作内容包括：确定拟采用的新技术，进行必要的试验；选择动力装置；设计飞机基本外形，进行性能估算和选型风洞试验；选择成品配套方案，提出各系统的设计要求；进行总体布置，计算飞机重量、重心；绘制主要结构件的布置图，进行外载荷和强度计算；绘出各系统的初步原理图，选择主要机载设备和武器装备；绘制飞机三面图和总体布置图；计算研制费用和装备费用；编制研制进度计划和零级网络图；汇总新材料、新成品、新工艺项目。飞机方案设计要贯彻多方案对比的原则，对各可行方案作权衡折衷研究。在此基础上，飞机设计单位提出“飞机总体研制方案”上报，然后由主管部门主持，使用部门参加，对飞机总体研制方案进行评审，并将评审后认为能满足要求的总体方案上报领导机关，经批准后列入国家计划，开始型号研制。

民机研制的方案设计工作内容与军机基本相同，最大的区别是并没有哪个单位负责提出民机的设计要求，飞机设计单位要主动进行市场调查，分析客户潜在的需求，研究同类竞争飞机的情况，提出能分享未来市场的新机设计要求指标。民机总体研制方案的审批，除在技术上可以聘请专家参加外，主要应由承担研制风险的出资人进行决策。

（撰写：李 天 审订：郑作棣）

feiji fangbing shifei

飞机防冰试飞 flight test of aircraft ice protection 研究在规定的自然结冰条件下飞机防冰系统的防、除冰功能和飞机未防护区积冰条件下的飞机飞行特性的试飞。

飞机防冰系统试飞包括在干空气条件下按照设计技术要求进行的防冰系统的功能试飞和在自然结冰条件下防冰系统的防、除冰能力验证试飞。



图 1 模拟冰型飞行试验

在防冰试飞前，应采用冰风洞、理论计算等方法确定在规定结冰飞行条件下飞机未防护区的积冰形状和尺寸（称冰型）。飞机防冰试飞分两步实施：⑴ 在干空气条件下飞机未防护区装有模拟冰型（塑料等制成）检查飞机关键性能数据和稳定性操纵性（见图 1）；⑵ 在规定结冰条件下进行结冰飞行，当积冰达到设计计算值或/和在规定结冰条件下累计飞行达到规定时间后，飞机带积冰完成规定的机动飞行和带积冰着陆（见图 2）。



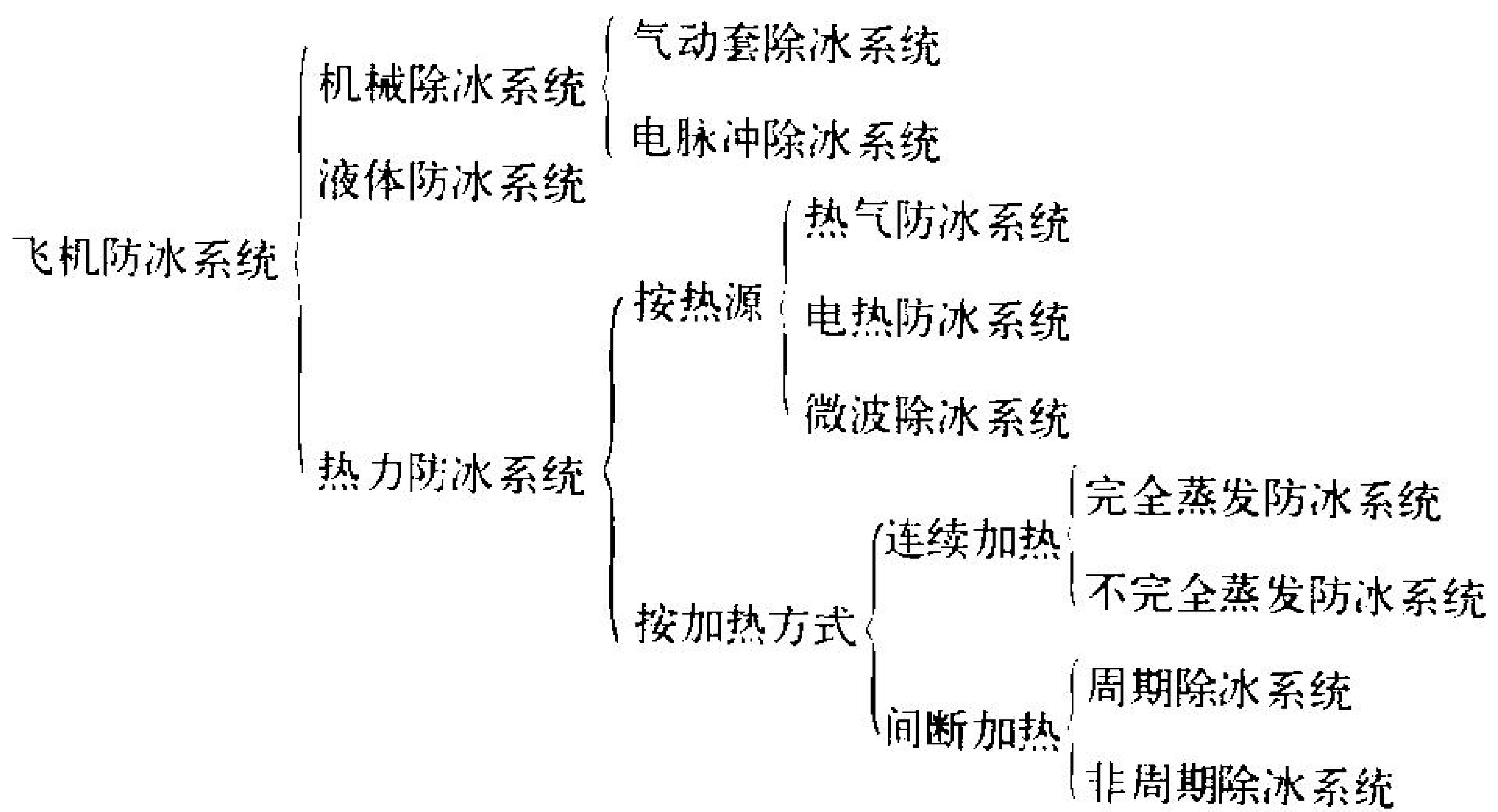
图 2 自然结冰飞行试验

防冰试飞难度大，耗资耗时多，只在新机试飞时进行。防冰试飞的关键问题：⑴ 采取科学严密的安全措施；⑵ 选择自然结冰试验区和符合规定结冰条件的天气；⑶ 自然结冰试飞过程中测量液态水含量和水滴直径。

（撰写：陈增江 修订：张克荣 审订：屈见忠）

feiji fangbing xitong

飞机防冰系统 aircraft anti-icing system 防止飞机部件迎风表面上结冰，或发生结冰时能间断地除去冰层，保证飞机在结冰气象条件下安全飞行的防护设备。其中，对可使部件表面上不结冰的设备，常称作“防冰系统”，对允许部件表面上间断地结少量冰层而不至影响飞行安全的设备，常称作“除冰系统”。某些“防冰系统”可按实际结冰情况采用除冰方式工作。主要防护部位有：机翼、尾翼、风挡透明区、螺旋桨与桨毂整流罩、天线装置、直升机旋翼、发动机、重要的测压传感头和某些辅助进气口等。分机械除冰、液体防冰和热力防冰等 3 种系统，具体分类见图。



飞机防冰系统分类

采用防冰系统的种类，取决于机种及其任务、装备的动力装置、机上电源可用功率情况、部件需防护表面积的大小以及防冰的重要程度等因素。20 世纪 30 年代初，飞机上开始装备气动套除冰系统，后来使用液体防冰系统，现在广泛采用热力防冰系统。60 年代末，苏联研制出利用电脉冲技术的除冰方法，随后美国研制出微波除冰方法。这两种方法的除冰效果良好、系统重量轻，耗电功率小，未来将得到推广应用。80 年代以来，美国研究了自调节导热纤维防冰、电斥除冰和气动脉冲除冰等新的防（除）冰技术，取得了很大的进展。随着飞机飞行速度的不断提高，所需防护的部位将有所减少。直升机及不少民用飞机的飞行速度通常较低，高速飞机都有其低速飞行阶段（如起飞、着陆等），况且其风挡透明区、某些进气口及测压仪表机外传感头等部位通常都需防冰。因此，飞机防冰系统已成为大多数机种的必不可少的机

载安全防护设备。为保证飞机防冰系统的研制质量和工作的有效性，除应根据具体机种及其飞行包线选用适当的结冰气象设计标准，进行部件防护表面上的结冰与防(除)冰的性能计算与试验外，还应根据具体部件及选定的防冰系统类型选用相应的系统设计标准，进行系统的结构设计与试验，从而确保飞机结冰时的飞行安全。

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

feiji feixing pinzhi shifei

飞机飞行品质试飞　flight test for aircraft flying quality　按有关标准或规范测定飞机飞行品质的飞行试验。飞行品质指与有人驾驶飞机完成预定任务的能力、安全可靠性、驾驶员工作负担以及舒适性等因素有关的飞行特性和在地面、水面上的滑行特性等。飞行品质试飞的主要内容包括：飞机纵向和横航向稳定性和操纵性，失速尾旋特性，纵横向交感特性，主、次操纵系统特性，在大气扰动中的飞行特性，飞机在水面上的运动特性等。

（撰写：宫西卿　修订：陈增江　审订：屈见忠）

feiji feixing shiyan

飞机飞行试验　aircraft flight test　简称飞机试飞。飞机在真实的飞行条件下进行的各种试验。飞机在大气环境下飞行时所遇到的温度、湿度、大气密度的变化和过载、振动、起飞着陆颠簸、突风、风切变、湍流、电磁场、热传导，包括高雷诺数影响、马赫数效应以及飞机作战和武器投射等，是在地面试验时无法全部真实模拟的。因此，作为航空产品的飞机，最终必须通过试飞进行考核。飞机试飞的目的是，验证理论分析和地面试验的结果，验证飞机的新技术、新设备，对飞机和各系统进行鉴定，考核其是否满足设计要求，是否符合设计定型指标或型号合格审定要求，对飞机的各项性能参数和系统设备的有关数据进行测试等。按性质和任务不同，飞机试飞可以分为调整试飞、科研试飞、鉴定定型试飞、型号合格审定试飞、出厂试飞等，参见相关词条。

（撰写：贾鑫　郑作棣　审订：金允汶）

feiji fengcun

飞机封存　aircraft sealing-up　使预计较长期不使用的飞机免于腐蚀与老化而采取的保护措施。常用的飞机封存方法有油封、茧式封存和气相封存。飞机油封是指除了规定必须卸下单独保管的机件和机载弹药以外，对整架飞机的金属材料涂以油封油或油封脂的封存。茧式封存是指用封套内带有干燥剂的塑料软包装外壳密封整架飞机的封存。气相封存是指用充有缓蚀气体或惰性气体的软包装外壳密封整架飞机的封存。此外，有的国家还采用沙漠封存，可不用涂油或充缓蚀气体。封存的飞机处于良好状态，需要时可随时启封使用。对长期封存的飞机，规定有定期检查措施。对于已到封存期限的飞机需要继续封存时，要先启封后再重新封存。飞机封存方法也可用于封存其发动机和其他设备。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

feiji gaizhuang

飞机改装　aircraft modification　改进飞机作战和保障性能或改变飞机用途的设计修改。其目的是能在较短时间内以较少的人力、物力与财力改进飞机的战术技术性能或延长飞机使用寿命，以提高飞机战斗力。最常见的飞机改装是修改飞机的战术性能和(或)保障性能设计。此外，飞机作为一种作战平台，其使用寿命可能要求达到30年以上。在其使用寿命期内，往往需要换装先进的机载设备、新型号发动机或先进的武器，使其获得更好的作战能力。有时，也需要通过改装使原有飞机能够执行新的使命，形成新的机型。如将战斗机改装为侦察机、电子干扰机，将运输机和轰炸机改装为电子侦察机、电子干扰机等特种飞机。任何改装都要进行论证、设计、试验与鉴定，并经规定的程序批准。飞机改装可按具体情况在使用部门或制造部门进行。这项工作如由使用部门进行称之为改装，如由制造部门进行称之为改进、改型。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

feiji gaojing xitong

飞机告警系统　aircraft alerting system　向空勤人员发出飞机及其系统告警信息、机外威胁告警信息以及它们危及飞行安全紧急程度的装置。它主要包含视觉告警装置，以听觉告警装置为辅，少用触觉告警装置，由计算机控制和管理。告警信息一般按紧急程度高低分为警告、注意和提示3级。警告级需要空勤人员立即知道并立即采取措施(例如火警)。注意级需要空勤人员立即知道但无需立即采取措施(例如燃油低限)。提示级表明提醒空勤人员重视飞机某系统的工作状态、性能或进行例行操作(例如除冰系统工作)。在战斗机上，当综合告警系统的主警告灯(红色)闪亮时，中央信号灯盒中相应的该系统故障警告灯也闪亮，告警显示器或多功能显示器自动显示该故障的处置清单，同时平视显示器显示告警字符并在耳机中出现告警话音。当驾驶员确认告警信息后，可按压主警告灯使其熄灭，但中央信号灯盒中的故障警告灯只亮不闪以便作为反馈和记录手段，此时平视显示器上的告警字符和耳机中的告警话音也一齐消失。主注意灯(黄色)的工作原理与主警告灯基本相同。

（撰写：陈明枫　审订：王占林）

feiji gongcheng sheji

飞机工程设计　aircraft engineering design　见飞机详细设计。

feiji gongdian texing

飞机供电特性　characteristics of aircraft electrical power supply　用电设备电源输入端的电能品质和频率特性。飞机直流供电系统供电特性包括：电压精度、电压脉动和电压瞬变等。飞机交流供电系统供电特性包括：电压精度、电压和相位不平衡、电压波形、电压调制、电压瞬变、频率精度、频率漂移、频率调制、频率瞬变等。

（撰写：沈颂华　审订：杨燕生）

feiji gongdian xitong

飞机供电系统　aircraft electrical power system　由电源系统和配电系统组成，产生电能，并供给用电设备的系统。参见飞机电气系统。

（撰写：蒋志扬　审订：杨燕生）

feiji gongyang xitong

飞机供氧系统　aircraft oxygen supply system　以一定的供氧方式向乘员供给呼吸用氧并符合一定配套关系的供氧成品及附件的组合。第一次世界大战末期德国首先在飞机上使用简单的供氧系统。第二次世界大战期间出现了使用高度为

12 km以下的连续供氧系统和肺式供氧系统。随着飞机性能的提高和用途的扩展，加压供氧、闭式回路供氧、集体供氧和多种形式和用途的供氧系统不断出现和发展，成为重要的个体防护装备之一。一般由氧源、氧气操纵器、调节器、氧气指示仪表、供氧面具、加压服装、供氧导管及其他附件组成。氧源是储存或产生氧气的装置，如氧气瓶、化学产氧器。氧气操纵器是操纵供氧系统工作状态的装置，如氧气开关、远距操纵器。调节器是调节供氧系统中压力、流量、氧气浓度、加压顺序等的装置，如氧气减压器、氧气调节器。氧气指示仪表是测定和显示供氧系统中氧气储量、压力、流量等的仪表，如氧气压力表、氧气示流器。供氧面具是将具有一定氧浓度和压力的气体直接供给呼吸的装置，如供氧面罩、加压头盔。加压服是加压供氧时对体表施加代偿压力的服装，如全压服、高空代偿服。供氧导管用于将各成品附件连成系统，如金属导管、氧气软管、接头。其他附件是根据需要配置的，如氧气断接器、跳伞供氧器、供氧面罩箱等。飞机供氧系统主要功能是：(1) 保持人体吸入气的氧分压，防止高空缺氧；(2) 在10 km以下高度，随高度增加增大吸入气的含氧浓度；(3) 在12 km以上高度实施加压供氧，15 km以上时对加压服充压，保持体表压力与面具内压力大致平衡；(4) 气密座舱迅速减压时实施应急加压供氧；(5) 保证乘员在弹射救生及跳伞过程中供氧。供氧系统按供氧方式分连续供氧系统、肺式供氧系统和加压供氧系统；按安装形式分固定式供氧系统、便携式供氧系统和移动式供氧系统；按呼出气利用情况分开式呼吸供氧系统和闭式回路供氧系统；按用氧人数分个人供氧系统和集体供氧系统。

（撰写：陈年均　审订：袁修干）

feiji gongyang xitong shifei

飞机供氧系统试飞　flight test for aircraft oxygen supply system　飞机供氧系统经地面人体生理试验合格后，研究和鉴定其综合性能的飞行试验。鉴定试飞一般是在配套使用的飞机上或选定的试验机上进行。若在选定的试验机上进行，装机配套使用时再进行适用性鉴定试飞。主要试飞状态为：在该系统性能范围内的各高度上作平飞或机动飞行，以造成供氧系统的实际使用条件。用遥测系统测量供氧系统的有关性能参数，如供氧量、系统流量、系统氧分压、呼气阻力、吸气阻力、面罩腔压力波动、面罩内氧分压、二氧化碳分压等。为了鉴定供氧系统性能和保证试飞安全，还应测量试飞员的心电和呼吸等生理参数，并在地面实时监控。

（撰写：丘平　修订：曹栓劳　审订：张克荣）

feiji gouxing

飞机构型　aircraft configuration　又称飞机外形。飞机为完成规定任务和获得所要求性能的正确构型，即对飞机的一些操纵部件，如襟翼、减速板、起落架、机翼后掠角和增升装置都应位于当时飞行条件所需的状态。但是升降舵、方向舵、副翼、配平操纵面和推力状态则不包括在飞机构型的定义之内。设计人员应规定所设计的飞机在每个飞行阶段所应具有的构型，以便进行计算分析和试飞。

（撰写：赵震炎　审订：肖业伦）

feiji guzhang

飞机故障　aircraft failure　飞机或其部件的一部分不能完成预定功能的技术状况。飞机故障是在飞机使用中自然产生的或者是由人为差错造成的。严重的飞机故障会影响飞行安全、影响任务完成、污染环境或造成严重经济损失，必须加以预防；影响不大的一般飞机故障可在发生后的适当时机加以排除。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

feiji huanjing kongzhi xitong

飞机环境控制系统　aircraft environmental control system　又称飞机空气调节系统，简称空调系统或环控系统。在各种飞行条件下，使飞机座舱（或设备舱）内空气的压力、温度、湿度、洁净度及气流速度等参数适合人体生理卫生要求，保证乘员生命安全、舒适，满足设备冷却、增压要求和设备正常工作的成套设备。由气源、冷却、加温、温度调节、压力调节、湿度调节和空气分配等分系统组成。温度调节是通过同时或分别控制座舱（或设备舱）的供气温度和供气量来实现的。压力调节是根据座舱压力调节规律并通过座舱压力调节器调节排气量来实现的。湿度控制，在许多飞机上用水分离器除湿，在少数飞机上用增湿器增湿。环控系统自20世纪30年代开始研制，随着飞机性能的提高及电子设备数量及功率的增加，系统日趋重要和完善。在气源系统方面，从发动机压气机引气代替早期独立的增压器供气源。在冷却系统方面，空气循环比蒸气循环冷却系统占优势，空气循环冷却系统从简单式发展到升压式、简单升压式（三轮装置）；从低压除水发展到高压除水及座舱回流，形成高压除水低引气量系统。系统的控制从单参数控制发展到多参数综合优化控制、座舱压力控制实现“计算机化”和机上自动检测，并向系统机电一体化及系统控制机与飞机主控计算机联机发展。系统发展推动着附件的发展，如气体动压轴承涡轮冷却器、数字式座舱压力调节器、高效高压水分离器、防冻堵的冷凝器及相应的系统控制计算机。正在探讨和研制的方案有闭式空气循环冷却系统、闭式蒸气循环冷却系统、空气蒸气组合式循环冷却系统和用全电驱动的空气调节系统，以达到最小代偿损失和最低全寿命期费用。

（撰写：陈宝根　审订：袁修干）

F

feiji huocang

飞机货舱　cargo compartment, freight compartment　飞机上用于存放托运货物的舱。对于货机，货舱占机身主要部分；对于客机，则客舱占机身中主要部分，但通常还另设有货



欧洲的“大白鲸”特种运输机货舱正装载一架直升机

舱，位于客舱地板下部。货舱需附带方便装卸货物的传输系统。货舱门需有足够的尺寸，以满足装卸货物的需求。

（撰写：冯元生　审订：赵秀丽）

F

feiji jidian xitong

飞机机电系统 aircraft utilities system 飞机上执行飞行保障功能的那些系统。典型的飞机机电系统包括飞机燃油、供电、液压、第二动力、机轮刹车防滑、环境控制、生命保障和弹射救生等系统。国外的相关研究又称这些系统为公共设备系统。正是这些系统保证和支持航空电子、飞控系统、火控系统等飞机系统正常工作及乘员安全。这些机载机电系统执行着与飞机飞行有关的保障功能，其中任何一系统的损坏都有可能引起整个飞机灾难性故障。

（撰写：王占林 审订：杨燕生）

feiji jiti baozhang shebei

飞机机体保障设备 airframe support equipment 维修飞机机体所需的和作为其辅助手段的各项设备的统称。主要包括：工具、用具；梯子、梯架；飞机部件和发动机等的托架和拆装辅助设备；工具箱（柜）和工作台；牵引杆和牵引架；千斤顶和举重设备；装运小车和货物装卸与运输设备；地面能源和动力设备（起动车、电瓶车、电源车、液压油泵车等）；弹药装挂设备（顶弹车、地面绞车等）；应急抢救设备；移动式照明设备；地面加温和空调设备；发动机噪声抑制与外来物吸入防护设备等。（撰写：侯志刚 审订：王立群）

feiji jibing

飞机积冰 aircraft ice accretion 见飞机结冰。

feiji jishu sheji

飞机技术设计 technical design of aircraft 又称打样设计或初步设计。对在飞机方案设计阶段所确定的新型号方案，按专业、部件和系统进行进一步设计的工作。主要工作内容包括：(1) 气动布局的设计，进行风洞试验，最终确定飞机的气动布局；(2) 飞机内部的总体布置和协调；(3) 各种结构部件、各系统打样设计；(4) 选定新成品的供应单位，签订成品研制技术经济合同；(5) 确定工艺总方案和新工艺的采用；(6) 提出初步的主要大型地面试验和试飞项目；(7) 飞机机体与系统成品的协调，系统附件的原理性试验，模拟试验件的设计；(8) 全尺寸样机的设计和制造。技术设计和样机经评审通过并报有关部门批准后，就可以宣布技术状态冻结，转入下一阶段即飞机详细设计阶段。民机研制在技术设计阶段要继续开展市场调研工作，征询航线用户对飞机方案的意见，使飞机设计方案能满足更多潜在用户的需求。民机是否决策进入详细设计，往往与市场挂钩，国外有的民机厂商要求拿到一至两家先锋用户的订单后，才开始详细设计，称为 go-ahead approval。（撰写：李天 审订：郑作棣）

feiji jiaoliu dianyuan xitong

飞机交流电源系统 aircraft AC electrical power generating system 主电源额定交流电压为 115/200 V 或 230/400 V 的飞机电源系统。飞机交流电源系统可分为变频交流电源和恒频交流电源两种。恒频交流电源又可分为恒速恒频交流电源和变速恒频交流电源两种。二次电源有变压器和变压整流器，后者将交流电转换为 28.5V 低压直流电。辅助动力装置驱动的发电机和蓄电池作辅助或备份电源。蓄电池也可作为应急电源，由蓄电池供电的静止变流器向飞机电网提供应急交流电。飞机上应用交流电使飞机电源容量显著加大，交流电流周期性过零，交流开关工作电气应力小。但交流电源的控制、保护设备和配电网比直流电源的复杂。

（撰写：严仰光 审订：杨燕生）

feiji jiaoba

飞机校靶 aircraft boresighting 见飞机武器系统校靶。

feiji jiaobo

飞机校波 aircraft frequency calibration 又称飞机电台频率校正。使飞机与飞机之间、飞机与地面之间的电台工作频率（波号）保持一致的校准工作。目的是保证电台工作可靠和频率准确、稳定。常用的方法是先核查电台的各预调波道的调谐旋钮位置或记忆装置的预置的频率，再与塔台或其他飞机电台进行联络，校核预置频率的准确性。为改善电波传播特性或改变联络对象以及为了反侦察反干扰，需进行改波；在改波或排除重大故障后，通常要进行校波。在战时要使用专门仪器或特殊设备进行隐蔽校波。

（撰写：周德清 审订：王立群）

feiji jiaoluopan

飞机校罗盘 aircraft compass calibration 又称飞机罗盘校正。飞机上各种罗盘指示误差和安装误差的测定和校准工作。校正罗盘时，应将飞机停放在远离建筑物和钢铁制品、电气设备的平坦场地上。多座飞机的罗盘校正工作，由领航人员和机务人员进行。单座和双座飞机由机务人员实施。目前中国空军推广一种不推飞机校罗盘的方法，按照同一型号飞机的罗盘罗差值基本是一样的原理，确定该型飞机的罗盘罗差的统计值，将这个罗差的统计值输入到罗差补偿器后，进行不推飞机的校正，即可达到规定的精度要求。此方法不仅可消除场地误差和外界环境干扰，还能节省时间、人力和物力。（撰写：周德清 审订：王立群）

feiji jiaoyan

飞机校验 aircraft calibration 校正与检验飞机及其设备的活动。包括：飞机校靶、飞机罗差校正、飞机电台频率校正、机载雷达校正、飞行参数记录仪校正、飞机平衡、飞机称重和飞机水平测量；对直升机，还包括直升机旋翼同锥度检查。飞机校靶是指使飞机上的瞄准装置与射击武器协调一致的检查和调整。飞机罗差校正又称校罗盘，是指飞机上各种罗盘指示误差和安装误差的测定和校准。飞机电台频率校正又称校波，是指飞机之间、飞机与地面之间的电台工作频率保持一致的校准。机载雷达校正是指对机载雷达天线安装精度和测距精度进行的校准：天线安装精度的校正是检查与校正天线的轴线与瞄准线的相对关系位置；测距精度的校正是用固定距离的雷达回波信号标定雷达的测距精度。飞行参数记录仪校正是指对飞行参数记录仪传输数据的传感器的精度校正。飞机平衡是指使飞机重心位置处在规定范围内的负载调整，按重心位置的计算结果，调整人员、货物的布局或加配重。飞机称重是指对飞机重量的测定。飞机水平测量是指飞机几何形状的测定，以确定飞机外形的正确性和变形量。直升机旋翼同锥度检查，又称打锥体，是指检查和调整直升机桨叶翼尖的运动轨迹，以防止由于桨叶结构故障和安装不正常而产生的直升机非正常振动。（撰写：王立群 审订：姬永兴）

feiji jiebing

飞机结冰 aircraft icing 飞机飞行时外表面上水分冻结成冰

的现象。有3种结冰情况：(1)飞机自负温区飞入正温区时，由于机体表面温度为负温骤使周围大气中的水蒸气不经液态直接冻结在整个外表面上，称凝华结冰；(2)飞机在冰云(云粒为冰晶)或混合云(云粒兼有冰晶和液态水滴)中飞行时，因气动加热或兼因接通热力防冰系统使部件迎风表面的温度达0℃以上，导致冰晶沉积并冻结在表面上，称干结冰；(3)飞机飞经结冰云层时，过冷水滴撞击并积聚冻结在部件迎风表面上，称水滴结冰。水蒸气凝华的冰层待机体表面温度与周围气温达到平衡时，便会很快融化消失。发动机进气道的拐弯处和长而弯的进气部件迎风部位易发生干结冰，沉积的冰晶会间断地脱落而冲入发动机，严重时会损坏压气机叶片或使发动机熄火。飞机部件在收集过冷水滴、气动加热和表面放热等因素作用下，迎风表面的平衡温度低于0℃时，便会发生水滴结冰，常将这种结冰或由此形成的冰层称作飞机积冰。积冰的严重程度取决于飞机的飞行状态、部件外形和结冰气象参数的大小。在飞行速度低于833 km/h和高度低于7.3 km时可能发生积冰。飞行速度较高、液态水含量较大及飞行时间较长时，积冰较严重。云层温度为－20～0℃、液态水含量达0.5 g/m³以上和水滴直径达15 μm或更大时，积冰会威胁飞行安全。飞行速度超过一定值，因气动加热、收集水滴及表面放热等使部件迎风表面温度达0℃以上，则不再发生积冰。由于飞机飞行中经常遭遇积冰，且对飞行性能的危害及飞行安全的威胁较大，故水滴结冰为重点研究对象。飞机部件的迎风表面上都可能发生水滴结冰。升力表面结冰，会导致翼型阻力增加、升力下降及临界迎角减小，使飞机操纵性和稳定性品质恶化。发动机进气道前缘及进气部件结冰，轻者会降低发动机的功率，重者能损坏发动机。螺旋桨结冰将使其效率下降，冰层脱落隐含着损坏发动机部件和击破座舱蒙皮的危险。风挡透明区表面结冰，将破坏驾驶员的视野条件。测温、测压传感头结冰，将使仪表指示失真。天线装置结冰，严重时可能造成机械损伤，使电子设备工作失效，以致中断与地面的通信联系。直升机旋翼结冰，将降低其效率，表面上的冰层非对称性地脱落会引起旋翼振动，严重时会造成旋翼及发动机的机械损伤。因此，通常机(尾)翼、发动机、螺旋桨、风挡及直升机旋翼等部件都备有防(除)冰设施，以保证飞机在结冰气象条件下飞行安全。

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

feiji jiegou kekaoxing

飞机结构可靠性　aircraft structural reliability　见结构可靠性设计。

feiji jiegou qiangdu shifei

飞机结构强度试飞　flight test of aircraft structure strength　按军用飞机强度规范或民用飞机适航规章的要求，在各种典型受载情况(起飞、着陆、地面滑行和若干机动飞行等)下进行的飞行试验。旨在检验飞机的强度、刚度，验证结构设计所使用的载荷等。早期的飞机结构强度试飞主要是定性检查，用飞机水平测量的方法检验飞机各主要受力部件在严重受载后是否有残余变形。目前，多采用飞行载荷测量、飞行应力测量和结构响应测量等方法进行定量检验。

（撰写：屈见忠　修订：张克荣　审订：沙长安）

feiji jiegou sheji

飞机结构设计　aircraft structure design　根据给定的原始条件和设计的基本要求，完成符合生产和使用部门需要的飞机机体结构图样及相应技术文件的过程。

飞机结构设计的原始条件是：(1)飞机结构的形状，它受到理论外形和内部装载的限制和影响；(2)作用在结构上的外载荷，它是计算强度、刚度和寿命等性能的依据；(3)与结构设计有关的飞机技术指标，如使用寿命、颤振临界速度等；(4)结构设计依据的规范，如强度、刚度规范、结构设计规范；(5)结构的使用条件，包括环境条件、起飞着陆场所条件和维修条件等；(6)结构的生产条件，主要指结构的产量和工厂的加工能力。

飞机结构设计的基本要求包括气动要求，重量要求、使用维护要求，工艺要求和费用要求5个方面。以上5方面要求常常是互相矛盾的，需要很好权衡。

机体结构通常包括机翼、尾翼、机身、发动机短舱和起落架等结构。结构设计可分为打样设计和工作设计两个阶段。打样设计又称初步设计，在这个阶段要绘制结构打样图和系统与结构的协调图，完成指令性文件的设计编写，如《结构完整性大纲》、《耐久性、损伤容限设计要求》等。打样设计完成后要转入工作设计。工作设计又称详细设计，包括具体的结构细节设计，该阶段要完成飞机结构的装配图、零件图和各种技术文件，供生产部门使用。

传统的飞机结构设计方法是参照原准机，凭借设计经验，采用以结构力学为基础的简单分析方法，逐步逼近地进行初步设计和详细设计。20世纪60年代以后，由于结构优化设计技术的发展和大容量高速电子计算机及大型结构分析软件的问世，为结构优化设计创造了条件。利用计算机不仅可以进行各种复杂的分析和优化计算，还用于对多种结构布局方案进行快速的分析和评估，并能迅速给出满足生产制造要求的各种数据和工程图样，实现了计算机辅助设计和制造一体化，从而大大地缩短了设计与制造周期，提高了设计质量，减少了设计人员繁琐的手工劳动。

飞机结构是诸多矛盾的综合体，因此结构设计过程是综合各种要求，巧妙处理矛盾的过程。要设计好一个结构，必须紧紧围绕提高结构效率和改善结构的综合使用效能及降低成本来进行。其要点是：(1)选择合理的结构布局和高效率的构造形式；(2)注意应用最新的研究成果，如新材料、新工艺和新结构等，合理采用先进复合材料、钛合金、铝—锂合金、整体结构等，尽量减轻结构重量；(3)采用先进的设计手段，诸如计算机辅助设计和制造技术、光弹修形设计技术等；(4)从设计一开始，就要建立结构的耐久性、可靠性和维修性设计大纲，要特别重视结构的细节设计。

（撰写：章怡宁　钟腾育　修订：魏曾勉　审订：何君毅）

feiji jiegou wanzhengxing dagang

飞机结构完整性大纲　aircraft structural integrity program (ASIP)　指导考虑结构静、动、热强度与刚度以及疲劳与断裂特性等各种实施程序，以保证实现飞机结构全面的强度、刚度、寿命要求的指令性文件。在美国属于强度规范的重要附件。为了保证结构工作全过程的完整性，完整性大纲一般对飞机结构各个阶段从设计到使用规范了要求，它们包括：设计资料准备；初步设计分析，按大纲要求初步评定各部件强度与刚度特性；研制与验证实验，用实验方法评价结构特性；详细设计分析与实验方法综合评定结构各类强度特性；在使用中监测、跟踪结构的特性；按照大纲制定维护计划，收集使用与维修中结构的数据，必要时改进结构的强度性

能。总之它贯穿于结构由诞生至报废全过程，包含了结构的强度、刚度与寿命的设计、分析、监控、维修等各方面必须做的工作。（撰写：何君毅　审订：郦正能）

feiji jingdian shifei

飞机静电试飞 flight test of aircraft static electricity 研究飞机在飞行中所产生静电的特性及验证飞机防静电性能的试飞。飞机在空中试飞时，随着速度的不同，空间环境（水珠、冰晶、尘埃、云、雨、雷雨等）的不同，飞机表面会产生量值不同的沉积静电。这种沉积静电达到一定数量就会造成飞机尖端部位的电晕放电和火花放电，影响机载电子设备正常工作，甚至引燃易燃易爆物，使飞机遭受雷击的概率增加等危害。通常采用在飞机上安装使飞行中积聚的静电荷不断泄放的器件——静电放电器来防止这些危害。

飞机静电试飞，一是通过在不同的环境中试飞测量在飞机表面静电沉积数值，用飞机静电电位飞行测试方法来测量；二是在飞行时，测量飞机静电放电器的放电电流。通过试飞测试，可以研究飞机表面的不同位置、飞机在不同的飞行环境中飞行时表面沉积静电荷的不同分布；检查验证飞机静电放电系统的功能（含静电放电器的性能和静电放电器安装部位及数量的合理性）和飞机雷电防护系统的可靠性。

（撰写：蔡元久　修订：王广学　审订：张克荣）

feiji kanghe xitong shifei

飞机抗荷系统试飞 flight test of aircraft anti-g system 在特技飞行条件下研究和鉴定飞机抗荷系统性能的试验。一般在配套使用的飞机上或飞行过载相近的试验机上，由驾驶员对被试抗荷系统进行试验。试验时需将被试抗荷系统改装在试验机上。主要飞行状态为盘旋、俯冲拉起、急跃升、半滚倒转、筋斗、翻转和横滚等特技飞行，以造成抗荷系统的实际使用条件。用航空相机拍摄过载条件下驾驶员的头部状态，用遥测系统测量抗荷系统性能和飞行状态等参数。为了鉴定抗荷系统的性能和保证试飞安全，还应测量试飞员的心电、耳脉搏和呼吸等生理参数，并在地面实时监控。

（撰写：丘平　修订：曹栓芳　审订：张克荣）

feiji keyongdu

飞机可用度 aircraft availability 在任一指定时刻开始执行任务时，飞机处于可使用状态程度的度量。通常由下式计算

$$飞机可用度 = \frac{平均能执行任务时间}{平均能执行任务时间 + 平均不能执行任务时间}$$

在实际应用中，飞机可用度有3种不同的描述，即固有可用度、可达可用度和使用可用度。固有可用度只考虑修复性维修，而忽略不计预防性维修及因管理和保障而不能执行任务时间，它是飞机固有可靠性及维修性的综合度量，一般作为合同要求的战备完好性参数。可达可用度是飞机研制试验和生产试验阶段常用的参数，它考虑飞机的修复性及预防性维修时间，而忽略飞行准备、保障和管理性的不能执行任务时间。使用可用度综合考虑飞机的固有可靠性与维修性、预防性和修复性维修、管理及保障等因素，能真实反映飞机在使用环境条件下所具有的可用度，是军用飞机战备完好性的一种有效的度量参数。

（撰写：张建华　审订：张鸿元）

feiji kongqi dongli daoshu shifei

飞机空气动力导数试飞 flight test for aerodynamic derivatives of aircraft 确定飞机空气动力导数的飞行试验。通常通过测量必要的飞机响应和操纵输入时间历程，采用参数辨识或参数估计的方法，从试飞记录数据中提取飞机的空气动力导数数据。

飞机空气动力导数辨识技术是一个新兴的技术领域，是以最优估计理论、飞行力学和空气动力学理论为基础而发展的。近年来，线性空气动力范围内的空气动力导数辨识技术已渐趋成熟；非线性空气动力范围内的空气动力系数辨识技术还正处在发展阶段。利用飞行试验获得的空气动力导数和空气动力系数，可进行“风洞与飞行相关性”研究，从而建立一套修正体系，指导新型飞机空气动力设计，提高新型飞机研制质量，缩短周期和节省经费。

（撰写：宫西卿　修订：陈增江　审订：张克荣）

feiji paojia

飞机炮架 aircraft gun mounting 安装航空机炮（枪）的装置之一。分固定炮（枪）架和活动炮（枪）架两类。现代固定翼攻击飞机大都采用固定炮架，将机炮安装在机身头部下侧或翼根处。旋翼机中的通用直升机大都采用活动炮架，并由舱门内侧安装变为外侧安装以及座舱下部或机身侧部轴向安装；专用武装直升机则广泛采用炮塔，取代炮架。同机体结构固连的炮（枪）架，是机炮（枪）射击时产生的后坐力的承力件。研制高效后坐力缓冲器是解决机炮装机使用问题的关键。（撰写：王祖典　审订：孙隆和）

feiji paota

飞机炮塔 aircraft gun turret 又称活动射击装置。用以安装航炮并使航炮在一定射界内运动和正常射击的装置。20世纪50年代前是轰炸机的主要自卫武器，现在用于武装直升机。（撰写：潘凌阁　高振声　审订：王祖典）

feiji pingheng sudu

飞机平衡速度 airplane balance speed 为检查飞机纵向操纵性规定的在调整片效应机构处于中立位置时，杆力为零的飞机平飞速度。一般平衡速度选在最大及最小飞行表速之间。为保证每一架出厂飞机的杆力和杆位移的特性相同，需要进行飞机的“平衡速度试飞”。飞机的平衡速度由飞机的技术规范规定。

（撰写：徐鑫福　修订：于黎明　审订：王占林）

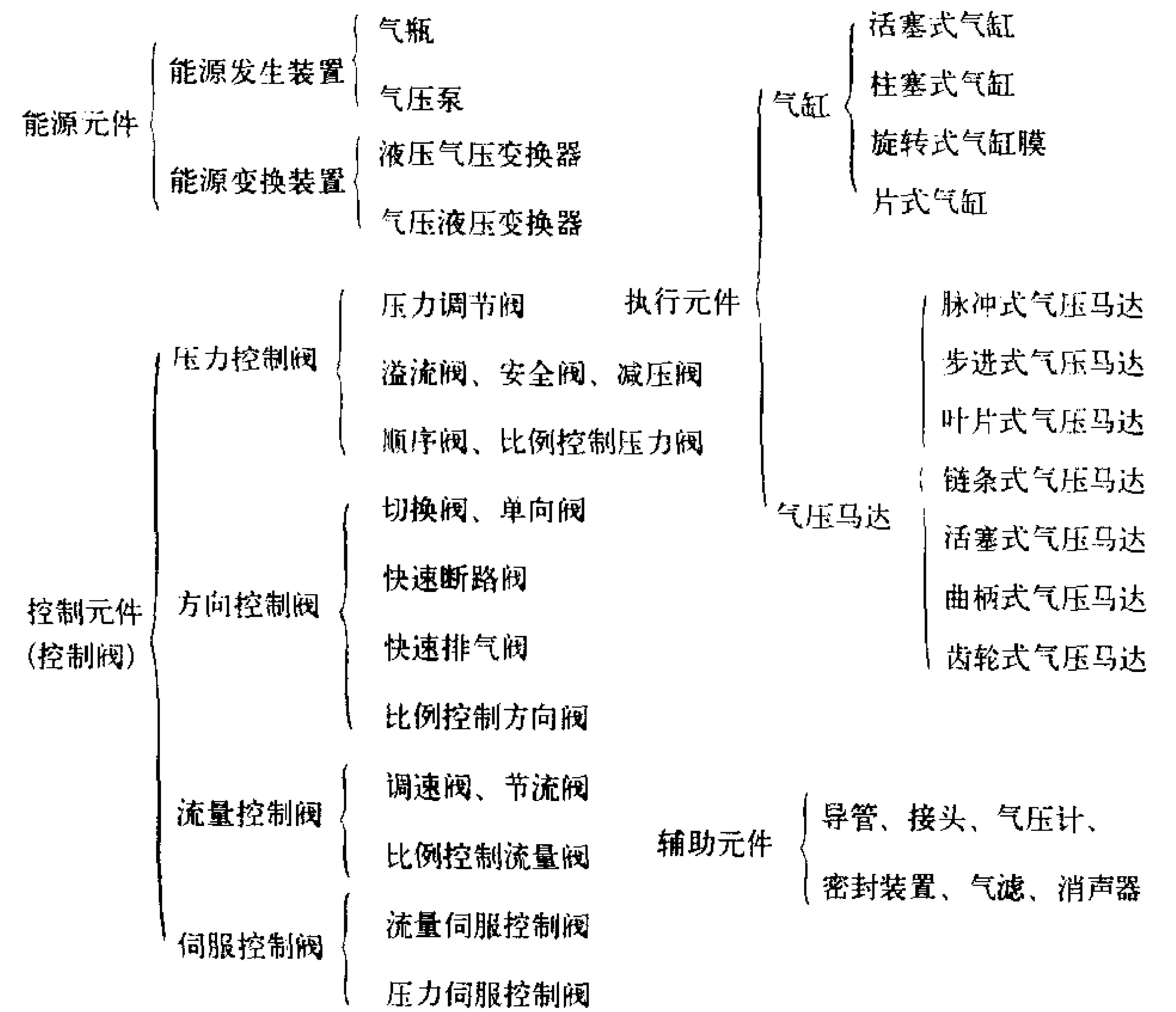
feiji qidongli buju

飞机气动力布局 airplane aerodynamic configuration 为满足对飞机提出的战术技术要求和使用要求，对飞机主要部件，包括主气动升力面（机翼）、机身、辅助气动升力面（平尾和垂尾）、发动机和进气道等的外形、尺寸及其部位作出的安排。在飞机气动力布局中，最基本的是气动升力面的选择和布置。不同布置将产生出许多气动力布局形式。当主气动升力面只有一个时，称为单翼式布局；如果有两个且沿飞机竖轴方向布置时，称为双翼式布局，这在飞机发展初期曾采用过。现代飞机大都为单翼式布局。沿飞机纵轴方向，主气动升力面和辅助气动升力面的不同布置产生常规（主气动升力面前置，平尾后置）或鸭式（主气动升力面后置，平尾前置）等不同气动力布局形式。只有主气动升力面而没有辅助

气动升力面和机身的布局称为飞翼。只有机翼和机身而无平尾或鸭翼的布局称为无尾式布局。如果有两个并列的机身，则称双机身式布局等。飞机气动力布局形式的确定贯穿于飞机初步设计的始终，它是飞机设计能否获得成功的关键之一。（撰写：朱一锟　审订：陈晏清）

feiji qiya xitong

飞机气压系统　pneumatic system of aircraft　以压缩空气作为传递介质，完成飞机一定操纵动作的全套装置。通过能源元件把驱动机构的机械能转换成为空气的压力能（或贮能装置如气瓶、变换装置如液压气压变换器，所贮存和变换的气体压力能），输出气体的压力和流量，经调节和控制元件改变和调节压缩空气的压力、流量和流动方向，再经执行元件将气体的压力能转换成为机械能输出速度和力（或转速和扭矩），推动被操纵对象动作。一般在装置中还加入具有输送、除水、过滤、计测等功能的辅助元件以保证气压系统更完善地工作。主要用于飞机起落架和襟翼的应急放下、风动涡轮的收放、机轮刹车、减速伞和座舱盖的抛放等。其主要工作参数是压力和气体流速。系统额定工作压力可分低、中、高 3 等。压力范围在 7.0～40.0 MPa。气压系统元件分类如下：



气压系统与其他传动系统（如电气、液压机械等）相比，具有重量轻，体积小，工作性能受环境温度影响小，构造简单，动作迅速，成本较低等特点；但由于速度调节困难，工作特性随负载变化大，冲击大，信号变换困难等缺点限制了它在飞机传动系统中的应用。其能源回路由气压泵、气滤、压力调节阀、单向阀、充气嘴及气瓶等气压元件组成。飞行前通过地面充气嘴向系统中的气瓶充压。飞行中气压泵可不断向系统供压。

（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

feiji qiangdu jisuan

飞机强度计算　structural analysis of aircraft　飞机结构设计中校验结构承受载荷与耐受环境能力的分析计算，通常指结构静强度计算。主要内容是：根据飞机强度规范或适航条例要求所具体确定的各种设计情况下的外载荷，计算结构和构件中的应力、应变、变形等响应；对照材料的强度或失稳临界应力，确定各构件的剩余强度系数，并对规定的变形指标或结构刚度进行校核。

传统的飞机强度计算是基于线弹性结构力学理论和一些半经验的处理方法展开的，那些工程简化方法以及实践所积累的数据资料依然有着重要的使用价值。然而，随着飞机的发展，载荷与环境条件复杂多变，还有力求在有足够强度的前提下，结构最轻的持续性要求，这些因素引发了不少复杂的力学问题，也涌现了不少新材料、新结构、新工艺，使得现代飞机强度计算涵盖甚广，工作浩繁，构成一种力求精确又具反复性的工作。显然，只有依靠结构强度工作者的洞察力，根据不同层次的要求，提出适当的计算模型，在电子计算机与相应程序软件的支持下才能胜任。事实上，20 世纪 50 年代中期，有关小展弦比机翼整体板件变形计算之需求与研究，恰恰是这类程序软件与有限元法研究的直接动力。有关飞机强度计算程序软件的介绍，参见结构分析软件系统。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

feiji ranyou xitong

飞机燃油系统　aircraft fuel system　又称外燃油系统或低压燃油系统。发动机二级增压泵前的燃油系统的总称。用于贮存燃油及在一切可能的飞行状态和发动机工作条件下向发

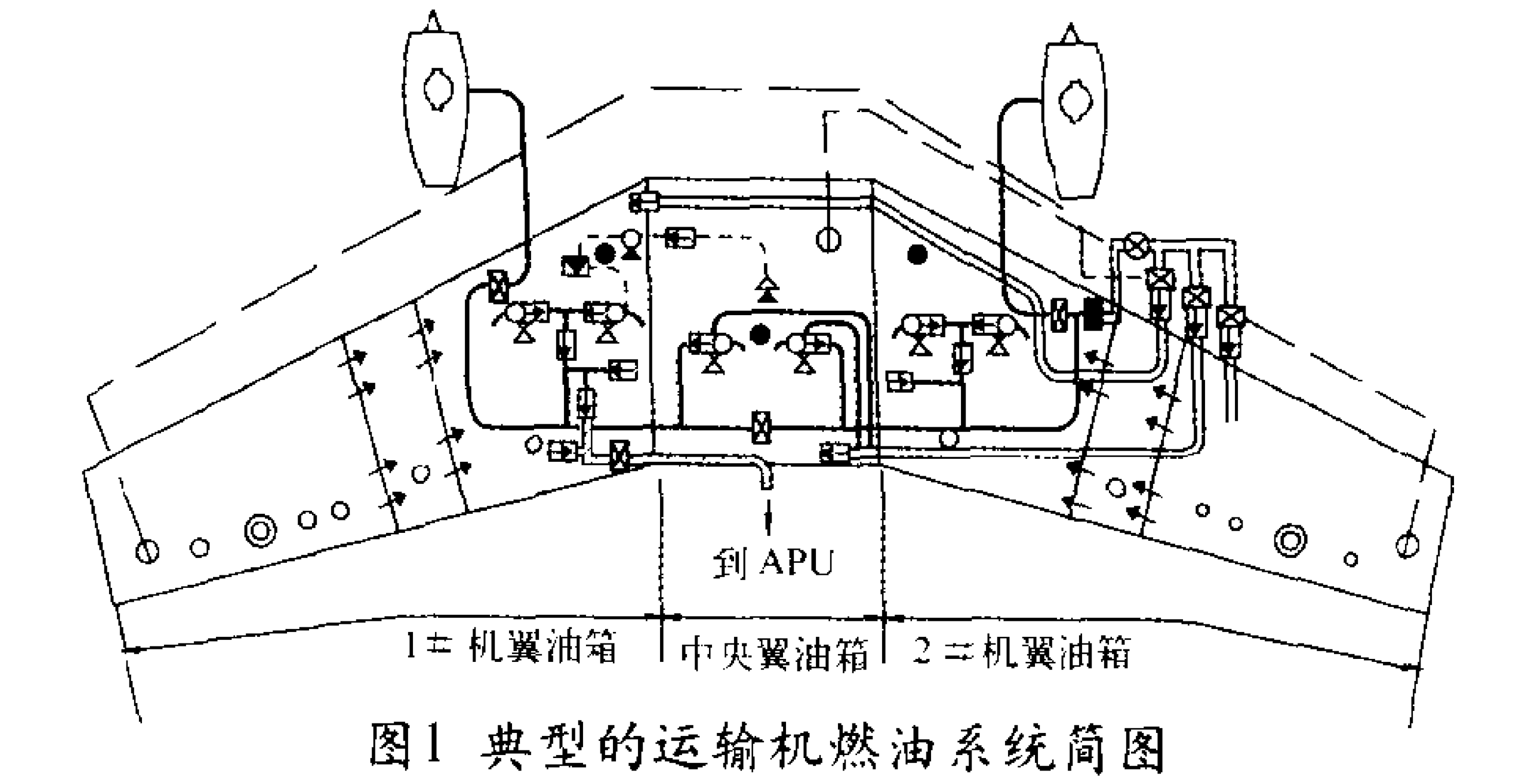


图1　典型的运输机燃油系统简图

动机连续供给所需的燃油。此外，飞机燃油系统还具有冷却其他系统，保持飞机重心位置，通过空中加油增大飞机航程及续航时间等附加功能。飞机燃油系统由燃油箱、加/放油系统（包括空中加/受油系统及应急放油系统）、供/输油系

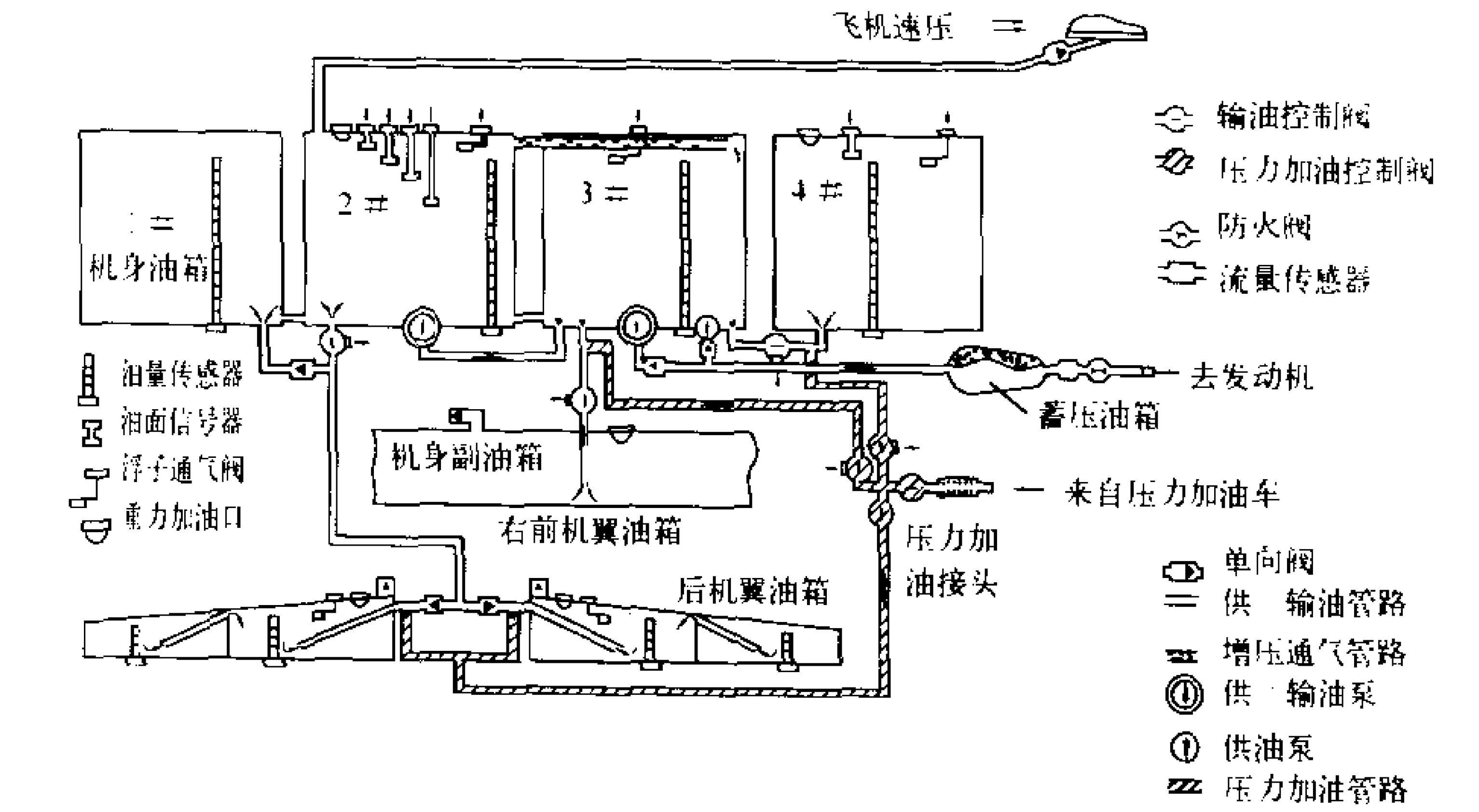


图 2　典型的歼击机燃油系统简图

统、通气增压系统、防爆系统、油量测量及指示系统等组成。对于现代飞机，燃油系统结构重量加上机载燃油占飞机起飞重量的 30%～60%。

（撰写：徐千　孟庆明　审订：杨燕生）

feiji ranyou xitong shifei

飞机燃油系统试飞　aircraft fuel system flight test　评定飞

机燃油系统在各种飞行状态和工作条件下工作可靠性的飞行试验。旨在确定该系统能否可靠地向发动机供油，以及油箱耗油顺序引起的飞机重心变化和其他技术指标是否符合型号规范的规定。它是动力装置飞行试验的重要组成部分，应在燃油系统地面附件试验和模拟全尺寸飞机燃油系统在各种飞行姿态的台架试验基础上进行飞行试验。飞行试验应对系统的高空性、供油可靠性、耗油顺序对重心变化的影响进行检查。飞机燃油系统飞行试验应在下列状态下进行：不同高度上稳定平飞和加减速飞行；升限飞行；零、负过载飞行；大表速；爬升与下滑；跃升与俯冲；交叉供油(对运输机)；悬停(对直升机)等。试验中除测取燃油系统压力、温度和耗油量等主要性能参数外，还应测取各分系统参数，以评定飞机燃油系统工作质量。

（撰写：刘选民　修订：李振西　审订：屈见忠）

feiji rejiayou

飞机热加油　hot refueling for aircraft　飞机着陆后发动机在不停车的情况下给飞机加添燃料。只能在封闭性的压力加油条件下进行。目的是缩短再次准备时间，使飞机连续快速出动。　（撰写：周德清　审订：姬永兴）

feiji sheji

飞机设计　aircraft design　飞机设计是创造性地将多门类的科学技术优化综合成符合设计要求的飞机方案，其结果表现为用于飞机制造和使用的全部图样和技术文件。

（撰写：李　天　审订：王道荫）

feiji sheji dingxing

飞机设计定型　design approval of aircraft　由国家组织有关人员对新研制的军用飞机型号按照战术技术要求和研制任务书进行审查和批准的程序。是军用飞机研制的一个重要里程碑，飞机经设计定型后才可投入小批试生产。飞机达到设计定型的标准和要求是：(1)经过定型试验试飞，证明产品的性能达到批准的战术技术要求指标和使用要求；(2)符合标准化、系列化、通用化的要求；(3)设计图样及技术文件完整准确，验收技术条件及使用说明书等齐备；(4)产品配套齐全；(5)构成产品的所有配套设备、零部件、原材料等都有供货来源。飞机设计定型工作的一般程序是：(1)型号鉴定试飞完成后，由试飞中心提出“鉴定试飞报告”，上报国家航空产品定型委员会，由设计单位提出新机设计定型的申请；(2)由国家航空产品定型委员会按“军工产品定型工作条件”的规定，组织并主持型号的设计定型审查工作，完成新机设计定型鉴定，认为达到定型要求后，即可批准或报请国家军工产品定型委员会批准设计定型。设计定型程序对民用飞机不适用，研制民用飞机应向国家适航当局申请，由国家适航当局经审查合格后颁发型号合格证。军民两用飞机应按军机和民机分别办理。　（撰写：李　天　郑作棣　审订：金允汶）

feiji sheji pingshen

飞机设计评审　aircraft design review　对飞机设计工作阶段性的集中审查。它是飞机研制过程中的一种重要的质量控制措施。飞机设计评审可以在每个设计阶段临近结束时进行，也可以就某一个部件或系统、某一个专项单独进行。全机性的设计评审一般由上级主管部门主持，邀请使用、科研、生产单位有关人员参加。专项评审可由设计单位组织。飞机设计不仅是理论的运用，而且主要是实践的积累，所以在评审时要注意发挥专家的作用。设计单位要为设计评审准备好必需的技术资料和实物，评审后要给出书面评审意见，设计单位要根据评审提出的改进意见或行动项目修改完善设计。　（撰写：贾　鑫　郑作棣　审订：金允汶）

feiji shengchan dingxing

飞机生产定型　productive approval of aircraft　军机研制生产过程中的一项审查鉴定程序。在所研制的飞机设计定型后，准备正式全面投产之前，从生产角度对飞机和飞机的生产进行鉴定，在确保所生产的飞机符合战术技术要求及使用要求，并具备生产条件的情况下，准予投产。飞机生产定型的标准和要求是：(1)工艺问题已由生产部门解决，具备成套批量生产条件，质量稳定；(2)经部队试用，飞机性能符合批准设计定型时的要求；(3)生产与验收的各种技术文件齐备；(4)配套设备及零部件、元器件、原材料都能保证供应。飞机生产定型工作由国家航空产品定型委员会组织实施，一般程序是：(1)已设计定型的飞机经过部队试用了一段时间；(2)小批试生产已完成；(3)经过生产工艺鉴定、互换性检查及生产定型试验，由厂方及军代表共同提出飞机生产定型的申请；(4)国家航空产品定型委员会审查鉴定报告及有关文件后批准生产定型。一般来说，从批准飞机设计定型起应在三年内完成飞机生产定型，逾期者订货部门有权不予验收。生产定型程序对民用飞机不适用，研制民用飞机应向国家适航当局申请，由国家适航当局经审查合格后向工厂颁发生产许可证。军民两用飞机应按军机和民机分别办理。

（撰写：李　天　审订：郑作棣）

feiji shiyong yaoqiu

飞机使用要求　operating requirements of aircraft　指用户对新研制的飞机所提出的要求及规定。它是飞机设计部门制订研制方案的依据。军用飞机的使用要求，一般由军方根据本国武器发展规划、作战需要，以战术技术总要求的形式提出，其主要内容包括：新机的任务使命和作战对象；飞机基本性能和作战使用方法(如最大速度、高度、机动性、起落性能、作战半径、武器外挂配置)；飞机主要配套设备及要求(如发动机、雷达、机载设备、武器及火控系统、特种设备等)；使用维护及可靠性要求（如生存力、平均故障间隔时间、维修性等)。民用飞机使用要求，一般由飞机设计单位作周密的市场调查和科学预测，并征求民航用户意见后，以民用飞机设计要求的形式提出，其主要内容包括：飞机性能(航程、商载、巡航速度、飞行高度及起飞着陆距离等)；重量、经济性、舒适性与噪声、安全性、可靠性与维修性、适航性和对系统、部件以及工艺材料的要求等。飞机使用要求的论证和确定，将直接影响新机的前途和使用效能，如果使用要求制定得不合适，会导致飞机的研制半途而废或生产数量不多而停产。因此，制定一个比较符合客观规律，满足用户需求的飞机使用要求是保证新机研制成功的一个重要条件。

（撰写：李　天　审订：王道荫）

feiji shusanqu

飞机疏散区　airfield dispersal area　又称机场疏散区。在机场附近划定的疏散隐蔽飞机的区域。利用有利地形设置，并与跑道保持一定安全距离。通常修筑有飞机掩体、停机坪以及通往主跑道、应急起飞跑道的拖机道等。同时配备必要

的保障设施，使飞机可在疏散区内进行飞行机务准备。

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

feiji tianxian

飞机天线　aircraft antenna　装设在飞机上用以辐射和接收无线电波的装置。除应满足相应电子设备对天线的电气要求外，还要满足飞机对天线的特殊要求，主要有：(1) 不能明显增加飞机阻力。可采用隐蔽式、低外形和与飞机表面齐平安装的天线；凸出式天线应加流线形外罩，改善空气动力特性。(2) 不能降低飞机结构强度。(3) 能经受高速、高温、低温、低压、震动等恶劣环境条件，工作稳定。(4) 安装位置合适，使飞机对天线电气性能的影响在允许范围内。(5) 各种天线之间电磁兼容性好。(6) 对于隐身飞机，天线应有小的雷达截面积。由于雷达、通信、导航、电子对抗等各种电子设备的需要，一架现代飞机通常装有几十种天线。常用的有反射面天线、喇叭天线、振子天线、环形天线、螺旋天线、介质天线、槽口天线、帽形天线、平板缝隙阵天线、微带天线和相控阵天线等。在早期低速飞机上，还采用钢索天线、鞭状天线和刀形天线。飞机天线分别工作在中波、短波、超短波和微波波段。

（撰写：舒永泽　修订：许伟武　审订：吕善伟）

feiji tongxin xunzhi baogao xitong

飞机通信寻址报告系统　aircraft communications addressing and reporting system (ACARS)　一种甚高频空地通信系统。它具有端到端寻址能力和从飞机向地面发送面向字符的低速数据的航空移动通信能力。它是航空公司为了对所属机队的飞机了解其空中运行状态所需的航务管理通信。20 世纪 70 年代由美国航空无线电公司 (ARINC) 首创这种 ARINC 通信寻址报告系统 (ACARS)，在北美与 ARINC 地面通信网络配合应用。80 年代又与国际航空电信公司 (SITA) 的地面通信网络连通，扩展到其他地区应用。SITA开发的与之相同功能的系统称为 AIRCOM。当初 ACARS 的首字字母 A 代表 ARINC，在扩展以后，其首字母代表 aircraft，表示不局限于 ARINC 的系统。ACARS 报告内容主要有航务信息、商务信息和维修信息等，也可以传送飞行计划和气象信息。ACARS 采用存储/转发和非连接通信规程，并且面向字符规程，不符合国际民航组织 (ICAO) 为空中交通服务 (ATS) 需求所选取的开放式系统互连 (OSI) 要求，不能和航空电信网 (ATN) 兼容，因而不是今后发展方向。目前过渡阶段用软件去适应 ATS 应用和 ATN 兼容性维持使用。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

feiji tuizhongbi

飞机推重比　aircraft thrust-weight ratio　在海平面静止条件下，发动机最大推力和飞机起飞重力之比。它是飞机总体设计的重要参数之一，对飞机的尺寸、重量及主要飞行性能都有极大影响。现代战斗机的推重比可达 0.7～1.2，而运输机的推重比通常为 0.2～0.4。（撰写：任源博　审订：顾诵芬）

feiji wanhaolü

飞机完好率　aircraft operational readiness　又称飞机战备完好率。飞机能以计划的平时与战时使用率执行一组规定任务的概率。即一个单位在一定的时限内可进行作战任务的飞机数与实有（在队）飞机数之比值。它主要取决于飞机的可靠性、维修性（含测试性）、抢修性等保障特性水平和保障系统的保障能力。在飞机研制过程中常用的飞机完好率参数是使用可用度（见飞机可用度），而在战争时期常用的飞机完好率参数是战斗出动率。后者是在规定的使用方案与维修方案下，每架飞机每天能够出动的次数，也称战斗出动强度。在飞机使用阶段，中国空军采用的部队平时飞机完好率 P_{or} 的计算公式如下

$$P_{or}=\frac{\text{飞机总架日}-\text{不完好飞机架日}}{\text{飞机总架日}}\times 100\%$$

式中的架日单位是指一架飞机飞一个飞行日；不完好飞机是指因在修、定期检查、改装、缺件、有故障或质量问题等不能遂行作战或训练任务的飞机。

（撰写：王立群　审订：张鸿元）

feiji weihu

飞机维护　aircraft routine maintenance　基层单位对飞机进行保养、预防性维修与小故障（损伤）排除工作的总称。其中的保养与预防性维修工作按飞机的预防性维修大纲与维修工作卡或维护规程的规定执行。在小故障排除工作上，飞机维护与飞机修理有交叉。除较大的定期检查外，飞机维护在一级维修中进行。（撰写：王立群　审订：姬永兴）

feiji weixiu

飞机维修　aircraft maintenance　为使飞机保持在和恢复到规定状况所进行的全部活动。飞机维护与飞机修理的总称。其任务是及时保养飞机，预防和排除飞机故障与损伤，充分发挥飞机效能，保证飞行安全与任务完成，同时力求减少资源消耗和不污染环境。它是部队战斗力或空运生产力的基本组成要素。飞机维修分为维修作业与维修管理两个方面。维修作业包括保养、预防性维修与修复性维修。保养是指润滑、加油、充气、挂弹、清洁、通风等作业；预防性维修包括飞行机务准备和定期检查；修复性维修是指修理，包括常规修理和战场抢修。维修作业在划定维修级别的机构内进行。各国、各军种通常采用三级维修体制，但目前有向二级维修体制发展的趋势。有人把维修部门所作的飞机改装也作为一类维修，称为改进性维修；但其性质是设计修改，改进了飞机的固有品质或用途。除硬件维修外，随着计算机在飞机上的广泛应用，还出现了软件维护。虽然后者也分为预防性维护、修复性维护、改进性维护等类型，但这些类型的软件维护都改变了软件的设计，提高了软件的品质，故都相当于硬件的改进性维修。维修管理是指飞机维修工作的计划、组织与控制。在 20 世纪 60 年代之前，飞机维修缺乏科学理论的指导，属于一种技艺。在 60 年代中后期，现代维修理论的形成标志着飞机维修已从一门技术发展成为一门科学。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

feiji weiji

飞机尾迹　aircraft contrail　又称飞机拉烟。飞行中，飞机后面出现的长条“白烟”（水汽凝结物）。飞机尾迹对飞机性能没有影响，但在军事行动上影响飞机的航线隐蔽性。按照其不同成因，可分为废气尾迹、对流性尾迹及空气动力尾迹三种。废气尾迹是最常见的，分废气凝结尾迹和废气蒸发尾迹两种。前者产生于飞行轨迹上的无云天空，由飞机排出含有一定水汽的热废气直接凝结而成；后者产生于飞行轨迹上有云天空，是飞机排出的废气将云层蒸发而成的无云缝隙。

废气尾迹一般出现在7000～8000 m以上的高空。

（撰写：王吉昌　审订：薛顺来）

feiji wendingxing

飞机稳定性　aircraft stability　又称飞机安定性。指飞机保持其固有姿态或反抗外界扰动的能力。按研究飞机受扰后初始反应的趋势和扰动运动的全过程及最终是否恢复原始飞行状态，可分为静稳定性和动稳定性。按所研究的运动参数不同，可分为纵向稳定性、横向稳定性、航向稳定性、速度稳定性等。按驾驶杆和脚蹬受约束情况的不同，可分为握杆稳定性和松杆稳定性。按所研究的对象不同，又可分为飞机固有稳定性、飞机和自动驾驶装置组合系统的稳定性，以及驾驶员和飞机组合系统的稳定性。（撰写：航　科　审订：刘秋爽）

feiji wendingxing caozongxing shifei

飞机稳定性操纵性试飞　flight test of aircraft stability and control　按照给定的试飞内容和相应的试飞方法，在实际飞行条件下确定飞机稳定性操纵性特性的试飞。飞机稳定性操纵性设计定型试飞中，试飞内容和试飞方法通常包括：

(1) 纵向按速度稳定性和操纵性：主要方法有①增速和减速飞行法；②水平直线等速飞行法；③水平直线加减速飞行法；④锯齿飞行法。

(2) 纵向按过载稳定性和操纵性：主要方法有①阶跃操纵升降舵法；②绕紧转弯法；③稳定转弯法。

(3) 纵向动态特性：用脉冲操纵升降舵(或全动平尾)法。

(4) 横航向静稳定性和操纵性：主要方法有①协调侧滑飞行法；②阶跃副翼法；③阶跃方向舵法；④仅用副翼稳定转弯法；⑤仅用方向舵稳定转弯法。

(5) 横航向动态特性：主要方法有①脉冲操纵方向舵法；②脉冲操纵副翼、方向舵法。

(6) 飞机起飞、着陆特性：用正常起飞、着陆飞行法。

(7) 飞机失速特性：主要方法有①平飞减速失速法；②转弯减速失速法；③动态失速法。

(8) 飞机尾旋特性：主要方法有①正常尾旋飞行；②倒飞尾旋飞行。

在运输类民用飞机稳定性操纵性合格审定试飞中，还特别规定了配平操纵、最小操纵速度、失配平操纵和高速特性等试飞内容。

（撰写：宫西卿　修订：陈增江　审订：屈见忠）

feiji wuqi huokong xitong shifei

飞机武器火控系统试飞　flight test of aircraft weapon and fire control system　考核飞机武器火控系统的功能性能、作战效能和可靠性的飞行试验。用于验证系统的战术技术指标，暴露设计缺陷，提出改进措施。通常按三个阶段实施：第一阶段气动对接试飞，通过武器在飞机上的挂飞、空中投放和分离发射试验，验证机弹相容性和机械接口的正确性；第二阶段电子对接试飞，通过选取不同飞行剖面进行多种方式的双机模拟攻击飞行，检查电气接口的信号形式和精度，验证火控系统瞄准计算和逻辑控制关系的正确性及显示画面的准确性和稳定性；第三阶段实弹靶试是全武器系统的综合试验，通过对靶机(或靶标)的实弹发射，检查武器与火控系统的匹配性、接口关系及发控程序的正确性，评估空空实弹射击效果和空地发射或投放的命中概率。试验时采用机载数据采集记录系统进行实时记录和显示；采用伴飞摄影拍摄武器离机姿态和初始轨迹；用电影经纬仪、GPS和精密测量雷达等设备测量外弹道参数和脱靶量，并用大型计算机完成数据处理和分析。

（撰写：魏荫章　修订：袁慧馨　审订：张克荣）

feiji wuqi xitong jiaoba

飞机武器系统校靶　aircraft weapon system calibration　又称飞机校靶。使飞机武器系统中各项设备的光学系统、电、机械轴线与飞机坐标系统协调一致的检查和调整。通常是按设计图样制定的靶图进行。按校靶原理分，有平行校靶和交叉校靶两种。按靶图放置位置分，有全程校靶和缩距校靶两种。按校正手段分，有实弹校靶和仪器校靶两种。校靶方法有三种：(1) 实弹校靶(热校靶)，仅适用于航空机关炮(枪)，通常检查实弹射击弹着点和调整炮(枪)的轴线。(2) 仪器校靶(冷校靶)，用光学或激光准直校靶镜检查和调整炮(枪)、火箭弹、导弹以及火控系统有关设备的轴线。(3) 自身校靶，利用固定在飞机上的特别靶图架，用校靶镜进行校正，校正时飞机处于自由停放状态，不受场地限制，是航空母舰上飞机校靶的常用方法。（撰写：周德清　审订：马建新）

feiji xianchuang

飞机舷窗　cabin window of airliner　客舱或其他舱室设置的窗户。可给乘员和乘客提供视野。由于客机布置的窗户类似于客轮船舷上成排设计的窗户故名舷窗。从旅客希望有较好的视野出发，舷窗尺寸应大些，尤其是横向尺寸大些；但这样会增加机身结构的重量，影响客机的经济性。因此，窗



波音717飞机驾驶舱与客舱舷窗

口的大小及形状要综合考虑上述两方面的要求。对于轰炸机、运输机、专用飞机和直升机等，一般也在驾驶舱和乘员舱中设置舷窗。

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

feiji xiangxi sheji

飞机详细设计　detail design of aircraft　又称飞机生产图样设计，也称飞机工程设计。将飞机技术方案转化为可供试制生产的图纸文件的设计工作。主要工作内容包括：(1) 完善气动布局设计，校核风洞试验，进行全面性能、操稳特性计算，确定外载荷，修订三面图，发出理论外形图；(2) 修订总体布置图，进行重量、重心计算；(3) 进行详细的强度分析计算；(4) 发出全套飞机生产图样和有关技术文件；(5) 进行工艺性和标准化审查；(6) 进行必要的结构件和系统件试验；(7) 完成成品样件研制，提供成品试验件及相应的技术文件，完成主要系统模拟试验台架的设计。飞机详细设计是新研制型

号的主体工作，完成详细设计为全面铺开试制创造了条件。

（撰写：李 天 审订：郑作棣）

feiji xingneng daichang sunshi

飞机性能代偿损失 aircraft performance penalty 由于安装环境控制系统而引起的飞机性能附加损失。它是空气调节系统对飞机性能产生不利影响的综合指标，也是评价空气调节系统方案优劣的一项主要指标。飞机安装环境控制系统后，会引起重量、阻力和功率消耗的增加。环境控制系统的设备重量、消耗性介质的重量、引进冲压空气增加的飞机阻力以及从发动机引气和输出发动机轴功率所引起的功率损失等主要因素都可以折算成对飞机性能造成的附加损失和相应的综合指标。根据折算目标不同，飞机性能代偿损失的常用计算方法有：(1) 对飞机性能有影响的主要因素折算为燃油重量的起飞重量法；(2) 折算为结构重量的当量重量法；(3) 折算为阻力影响的当量阻力法。飞机性能代偿损失计算，在飞机及系统的初步设计阶段，有助于空气调节系统方案的比较、选择及优化设计；对现有的环境控制系统，可判别其适用范围并可指出系统需要改进的薄弱环节。

（撰写：袁修干 审订：杨燕生）

feiji xiuli

飞机修理 aircraft repair 使飞机在发生故障（损伤）后恢复到规定状况的活动，即飞机修复性维修，包括飞机战场抢修。它在空勤组报告故障，维修人员发现故障、监控数据分析显示故障和发生事故或战伤后进行。飞机的功能系统与结构所发生的各种严重与轻微故障或损伤均需要修理。飞机修理按修理级别分析确定分别在不同的维修级别上进行，采用符合安全、不污染环境、及时、高效、省资源等原则的技术与方法。（撰写：王立群 审订：姬永兴）

feiji xuanguawu xiangrongxing

飞机—悬挂物相容性 aircraft-store compatibility 机载悬挂物载飞和分离过程中与飞机气动特性、总体布局及飞行安全等方面相适应的性质。飞机—悬挂物的相容性包括：飞机—挂架—悬挂物组合体的气动阻力特性及其对飞行性能的影响；悬挂物的气动力及其流场干扰对飞机操纵性和稳定性的影响；悬挂物气动力和惯性力引起的颤振边界变化及气动弹性效应；飞机扰动流场对悬挂物安全分离的影响及悬挂物的携带和投放方式对飞机结构、布局的影响等。通过理论计算、风洞试验和飞行试验可以对飞机—悬挂物的最佳配置方案、安全分离条件和对飞机飞行性能、飞行品质的影响作出预测和比较，进而使飞机与悬挂物之间获得最佳的相容性。

（撰写：高振声 审订：王祖典）

feiji yanshou

飞机延寿 aircraft service life extension 使达到预定使用寿命的飞机能够安全并经济地延长一段使用时间所进行的工作。包括开展有关研究分析和采取一些必要措施。控制飞机疲劳寿命的指标一般有飞行小时数及飞行起落次数两项，控制飞机腐蚀寿命的指标有日历年（月）数一项。对上述三项指标中任意一项的延长都属于飞机延寿工作。飞机寿命是飞机结构的寿命，故飞机延寿主要是针对结构件而言的，不含飞机功能系统和机载设备。有人笼统地把翻修期延长工作也看成延寿工作一部分内容。在寿命分析与试验技术还不成熟的早期，飞机延寿的主要途径靠“领先飞行”，在安全上承担有较大风险。现代飞机延寿主要涉及如下多方面工作：(1) 搜集整理飞机实际使用环境／载荷谱数据，编制出比设计谱更真实的实际使用环境／载荷谱；(2) 用此环境／载荷谱再次进行寿命分析计算及试验验证；(3) 对结构使用中的有关故障及修理数据进行统计处理，定量分析结构安全可靠性；(4) 全面检查评估飞机结构的现状，对受损伤部位采取适当的修理、防护和（或）增强措施，以保持、恢复或提高其可靠性；(5) 对修理、防护及增强措施进行费用效益估算，以确定合理的延寿时限（定出经济寿命或不延寿的结论）。延寿所必须采取的一些措施往往结合飞机的翻修或特定检修工作一起进行。除上述几方面工作之外，飞机延寿还有许多工作与初次定寿时基本相似，如影响飞机寿命的主要因素分析、寿命关键部位的确定、寿命计算分析与寿命试验等。

（撰写：陈志伟 审订：王立群）

feiji yeya xitong

飞机液压系统 hydraulic system of aircraft 以油液作为工作介质，利用油液的压力能，通过控制阀门等部件操纵液压执行机构工作的整套装置。按使用功能可分为主液压系统和助力液压系统。前者通常用于收放起落架和减速板以及刹车、前轮转弯、操纵进气锥等；后者主要用于操纵舵面。液压系统主要由供压与工作两部分组成。前者由液压能源满足工作部分及卸荷、散热等要求，并具有高的可靠性，由液压泵、油滤、蓄能器、油箱等组成。后者随着飞机的发展其内容日益扩大，主要由各种控制阀门及液压执行机构（液压作动筒、马达等）组成。液压系统具有响应快、功率重量比大、工作可靠、平稳等优点。飞机液压系统与地面使用的液压系统相比，具有速度快、温度高、压力高等特点。

（撰写：袁丽华 审订：杨燕生）

feiji zaoshengbing

飞机噪声病 aircraft noise sickness 由于飞机噪声引发的疾病。飞机的噪声源主要有推进器噪声、排气噪声、喷气噪声、风扇噪声和边界层空气湍流造成的空气动力噪声。其影响有：(1) 使机身产生疲劳、影响机上设备的正常工作，缩短飞机的使用寿命；(2) 影响飞行人员的身体健康、语言通信和工作效率以及旅客的舒适感，严重的可危及飞行安全；(3) 对机场地面工作区和机场附近的居民区造成噪声污染。噪声对人体的影响，轻则听力下降，重则造成噪声性耳聋。对中枢神经系统、心血管系统、内分泌系统及消化系统等也有不良影响。影响的程度与噪声的声级、频谱和作用时间及个体敏感性等因素有关。目前国内外的噪声容许标准绝大多数以保护听力为目的，其容许噪声级为 85～90 dB (A)（每日 8 小时暴露于噪声环境）。为保护空、地勤人员免受飞机噪声的危害，在超过容许标准的噪声环境中工作必须佩戴护耳器，飞行人员佩戴保护头盔或密闭头盔，地勤人员和直升机乘员戴耳罩或耳塞。（撰写：吴永祥 审订：袁修干）

feiji zengya xitong

飞机增压系统 pressurizing system 又称压力调节系统。使增压舱内的空气压力、压力变化速度，舱内外压差等参数按要求变化的系统。飞机空气调节系统的分系统之一。分人员舱增压系统和设备舱增压系统两大类。系统由增压供气源、压力调节装置、指示仪表等组成。压力调节装置主要

有：座舱压力调节器、安全活门、负压活门、应急卸压活门等。指示仪表主要有：座舱高度表、压差表、座舱升降速度表、座舱供气流量表、报警信号灯等。随着飞机不断向大型、高空、高速和高机动性发展，对座舱舒适度要求愈来愈高，增压系统也日趋完善，由早期的气动直接作用式的压力调节方式，发展到气动间接作用间接式、电子—气动式、电子—电动式，由模拟式座舱压力调节发展到数字式压力调节，不仅调节精度和可靠性大大提高，而且实现了从起飞到着陆整个飞行过程中的座舱压力自动调节。

（撰写：邓铭清　审订：袁修干）

F

feiji zhaoming xitong

飞机照明系统　aircraft lighting system　飞机上用于照明座舱，向舱内、外发出灯光信号及照明着陆跑道和滑行道的设备。分机内照明和机外照明两部分。

（撰写：丁道宏　审订：杨燕生）

feiji zhuangtai jiankong xitong

飞机状态监控系统　aircraft condition monitoring system (ACMS)　一种机载数据中心集线器。它具有一个强大的数据处理器，可以允许用户根据自己制定的程序计划，为实现对飞机/发动机和飞行性能的监控与分析，接受来自飞行数据采集系统及其他要处理的数据和信息，是先进的数字化飞机上重要的机载电子设备。

（撰写：伍奇贤　审订：蒋有达）

feiji zidong jiashiyi

飞机自动驾驶仪　aircraft autopilot　用来稳定和控制飞机姿态、航向和飞行高度的自动飞行控制系统。它主要由飞机运动和飞行状态参数传感器（航向/姿态参数装置、速率陀螺、大气数据系统）、信号综合处理装置（计算机）和伺服执行机构（舵机）组成。按照调节规律可分为比例式（有差式）自动驾驶仪和积分式（无差式）自动驾驶仪。自动驾驶仪是构成自动飞行控制系统的基础。（撰写：王宗学　审订：王占林）

feiji zonghe baozhang

飞机综合保障　aircraft integrated logistics support　又称飞机综合后勤保障或飞机综合保障工程。在飞机的寿命周期内，确定保障性要求，保证保障性设计，规划并研制保障资源，及时提供飞机所需保障的一系列管理和技术活动。它是系统工程的组成部分。其目的是满足飞机战备完好性与任务成功性要求和降低寿命周期费用。其活动主要包括：在飞机和设备设计中综合考虑保障问题；制订与战备完好性目标、设计及相互间有最佳关系的各项保障要求，落实、监督与评价保障性设计；研制与获取飞机和设备所需的保障资源；在使用阶段，以最低费用提供所需的保障。飞机综合保障通常包括：维修规划，人力和人员，供应保障，保障设备，技术资料，训练与训练保障，计算机资源保障，保障设施，包装、装卸、贮存和运输，及设计接口等十个要素。

（撰写：侯志刚　审订：张鸿元）

feiji zongti sheji

飞机总体设计　preliminary design of aircraft　有关飞机整机和全局的设计工作，在整个飞机设计中起牵头和抓总的作用。在飞机设计机构中设有总体专业组，主管飞机全局设计，主要工作内容包括：(1) 确定飞机的总体布局形式和内部布置，选择动力装置及主要机载设备，确定飞机的几何尺寸和总重，绘制飞机三面图和总体布置图；(2) 确定飞机各部件的主要参数，及其主要的结构形式和相对位置；(3) 确定飞机各主要功能系统（如导航、通信、电源、操纵、液压等系统）的方案；(4) 对军机要确定其主要装备，选择武器种类、型号、数量、配置方案，确定雷达、火控、电子对抗等各系统的初步方案及其在飞机上的安装位置；对民机要确定其客舱的内部布局，确定生活设施配置及应急救生方案；(5) 确定飞机的初步外形，供制造风洞试验模型和总体协调用；(6) 进行全机重量和惯矩的估算，确定飞机重心位置和变化范围；(7) 进行飞机性能和操纵品质的初步计算和检查。飞机总体设计专业还要发出一系列的图样文件，除飞机三面图和总体布置图外，还有系统和设备配套技术状态，系统总体设计要求、成品附件环境技术条件，全机重量报告，飞行性能计算报告，飞机外形数据等。

飞机总体设计专业在飞机的各个设计阶段都有其相应的工作，要向气动、结构、系统等各专业提供设计依据和有关信息，而各专业在其设计过程中要随时向总体设计人员反馈信息，由总体设计人员对飞机设计状态进行控制。但总体设计的大量工作主要集中在方案设计和技术设计这两个阶段，有时人们将这两个阶段合起来统称为飞机总体设计阶段。

（撰写：李　天　审订：郑作棣）

feiji zuocang gongqiyuan

飞机座舱供气源　aircraft cabin air supply　又称飞机座舱供气系统。为使座舱（或设备舱）产生余压并进行通风换气和调节温度等而向座舱提供一定压力、温度和流量的空气的装置。供气源除气源外，还包括绝对压力或流量调节器、各类活门、预冷器等。飞机、发动机和座舱形式不同，使用的气源也不同，可供选择的有：(1) 冲压空气：低空低速飞行或应急时座舱不需增压，仅用作通风；(2) 由发动机轴功率或其他动力驱动（如高速电动机）的增压器将大气增压后供气；(3) 从发动机压气机引气：其结构简单、供气可靠，由于已解决引气污染问题，目前在各类型飞机上广泛采用；(4) 地面供气：地面停机时由地面空调车供气或从辅助动力装置 (APU) 压气机引气。（撰写：陈宝根　审订：袁修干）

feiji zuocang yali tiaojieqi

飞机座舱压力调节器　aircraft cabin pressure regulator　根据飞行高度，自动调节增压座舱内的压力和压力变化的速度，使之符合乘员生理标准的装置。它主要由控制器和排气活门（执行机构）组成。调节作用是通过控制排气活门开度改变排出座舱的空气量来实现的。按控制器对排气活门的作用方式不同，可分为直接式和间接式两类。早期用的座舱压力调节器是直接式，排气活门由控制器以机械方式直接带动，结构简单，不能调节压力变化速度，后被间接式座舱压力调节器取代。后者的控制器传输给排气活门的指令是气压信号或电信号。控制器一般包括座舱绝对压力、座舱内外压差和座舱压力变化速度等控制机构。驾驶员可选取座舱压力、压差和压力变化速度的给定值，实际的座舱压力和压差通过定值控制方式获得；实际的压力变化速度则用与给定值对比控制的办法来加以限制。座舱压力调节器的控制器有多种形式，如气动的、电动的和数字的，排气活门也有气动和电动两种。气动排气活门兼有负压活门的功能。出于安全方面的

考虑，有的气动排气活门上还带有座舱高度限制器、安全活门、等压保持机构、应急释压机构及水上迫降安全机构。电动排气活门一般为电动蝶阀或电动双翻板活门，结构上考虑了排气推力的回收，安全裕度则借助复式控制和增设应急气动释压活门来解决。（撰写：黄明德 审订：袁修干）

feikong jisuanji

飞控计算机 flight control computer 飞行控制系统中，实现核心控制功能的专用机载计算机。其可靠性达 10^{-8}～10^{-10} 量级。飞行控制计算机是容错计算机，多采用四余度。为了防止共性故障，从20世纪80年代开始又在相似容错技术基础上开发了非相似容错技术。

（撰写：魏绍贤 陆荣国 审订：周耀荣）

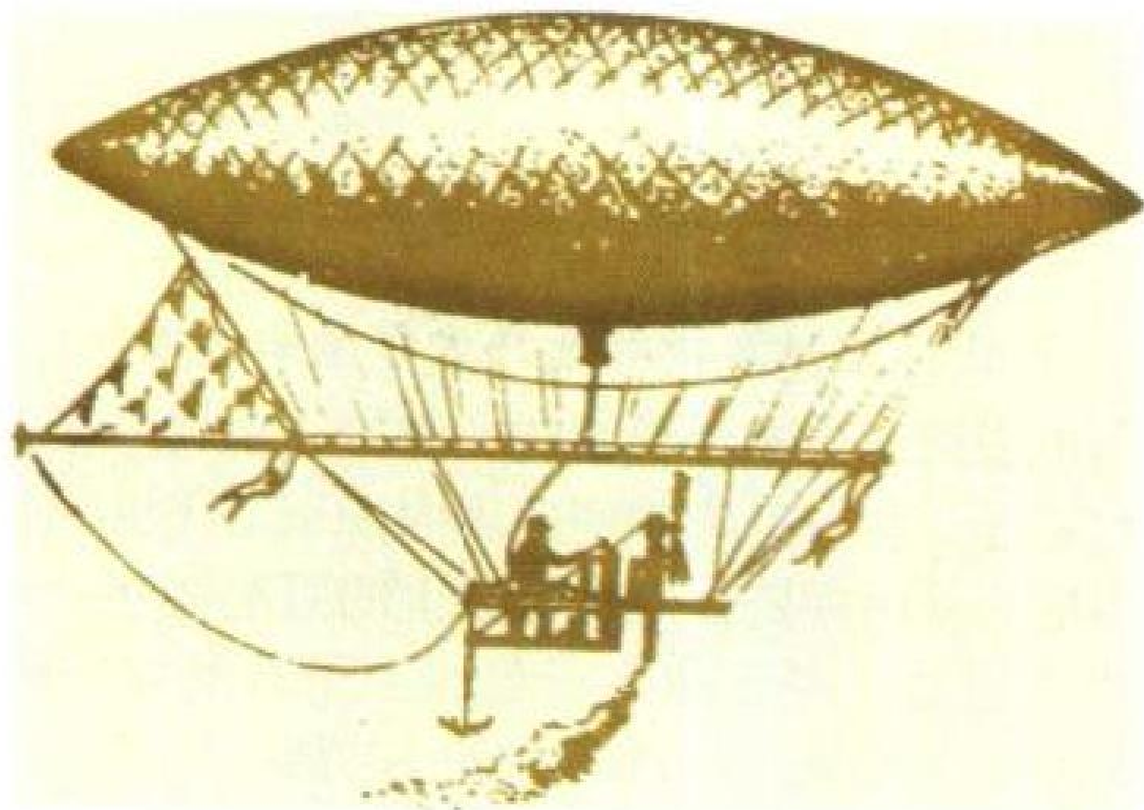
feikong xitong jiaozheng

飞控系统校正 flight control system integration 通过对飞机（或直升机）的自动飞行控制系统的电路和参数进行调整和增加校正环节等措施，使飞控系统满足飞机及其本身的稳定性和快速性要求的过程。

飞控系统的校正是常规的自动控制系统设计方法的一种。它包括自动驾驶仪舵回路的校正和飞控系统外回路的校正。校正的方法有串联校正、并联反馈校正及并联正馈校正。采用的校正设计方法有根轨迹法、频率响应法、极点配置法和模型跟踪法等。常用的校正电路有微分电路、积分电路、限幅电路、延迟电路、软化电路、滤波电路等。校正采用的传感器有角速度传感器（角速度陀螺）、线加速度传感器等。飞控系统在校正后应能保证飞机在使用飞控系统时的飞行包线内的良好的稳定性和操纵性，消除飞机结构或机件的振动和谐振，并解除本系统的各通道（如纵向与横侧向）之间的耦合。数字式自动飞行控制系统以及发展中的自适应飞行控制系统、自组织飞行控制系统、自学习飞行控制系统和自修复飞行控制系统，都是以数字计算机为核心的，它们的校正采用软件进行校正。这类校正的优点是更精确，校正后的特性更完善，而且修改方便。（撰写：张兰亭 审订：王立群）

feiting

飞艇 airship 又称飞船。有推进装置、可控制飞行的轻于空气的航空器。按结构形式飞艇可分为软式、硬式和半硬式三种；由艇体、尾面、吊舱和推进装置等部分组成。艇体的外形呈流线形以减小航行时的阻力，内部充以密度比空气小



H.吉法尔的第一艘飞艇

的浮升气体（氢气、氦气等），以产生浮力使飞艇升空。尾面包括安定面和操纵面，装在艇体尾部，用来控制航行方向和俯仰姿态。吊舱位于艇体的下方，由骨架和蒙皮制成，供空勤人员乘坐、装载货物和压舱物、安装仪表设备和发动机等。小型飞艇仅设一个吊舱，大型硬式飞艇则另设发动机吊舱。推进装置包括发动机、减速器和螺旋桨，为飞艇提供前进的推动力。控制飞艇升降的方法有多种，如改变浮升气体量（放气或充气）、抛掉压舱物（水或沙袋）、利用艇体或翼面的升力或改变推力方向等。

在早期的航空活动中，飞艇占有重要地位。法国的H.吉法尔在1852年即制成了一艘装有蒸汽机的飞艇（见图），1900年德国人F.齐伯林制造了第一艘硬式飞艇。20世纪初期，飞艇曾广泛用于军事和商业飞行。但是，由于飞艇存在体积大、速度低、抗风能力差、地面设施复杂、使用维护不便等缺点，随着飞机性能的不断提高，飞艇逐渐被飞机所代替。20世纪70年代后，由于科学技术的发展，飞艇又获得了新的活力，不少国家提出了研制现代飞艇的方案。

（撰写：杨景佐 修订：赵群力 审订：王道荫）

feixing

飞行 flight 物体在离地球表面上一定距离的空中运动。航空器的飞行按动力情况分为有动力飞行和无动力飞行两类。有动力飞行是在发动机推（拉）力作用下实现的；无动力飞行则是在没有发动机推（拉）力下进行的。按控制情况分为有控飞行和无控飞行。按飞行性质分为训练（带飞、单飞、伴飞等）、战斗、商务和特种（试飞、科研、表演）飞行。按一起飞行的航空器数量分为单机飞行和编队飞行。按操纵情况分为目视飞行和仪表飞行。按飞行高度分为超低空飞行（离地面100 m以下，可用于农林作业、旅游、搜索和救援、强击和脱离敌区等）、低空飞行（高度在100～1000 m，可用于训练、伞降、空投、侦察、强击和农林作业等）、中空飞行（高度在1000～7000 m，可用于训练、巡逻、轰炸和航线飞行）、高空飞行（高度在7000～15000 m，可用于训练、侦察、轰炸、拦击、巡逻和航线飞行）、超高空飞行（高度大于15000 m，可用于侦察、截击等）。按飞行速度分为五种情况：低速飞行（$M<0.3$）、亚声速飞行（$M=0.3\sim0.8$）、跨声速飞行（$M=0.8\sim1.4$）、超声速飞行（$M=1.4\sim5.0$）、高超声速飞行（$M>5.0$）。

不同类型的飞行器对应着一定的飞行范围：航空器在大气层内飞行，飞行高度一般在30 km以内；火箭和导弹大多在大气层内飞行，而运载火箭和弹道导弹既在大气层内飞行，又在大气层外飞行；航天器是在大气层外的太空中飞行。（撰写：李志强 审订：赵 杰）

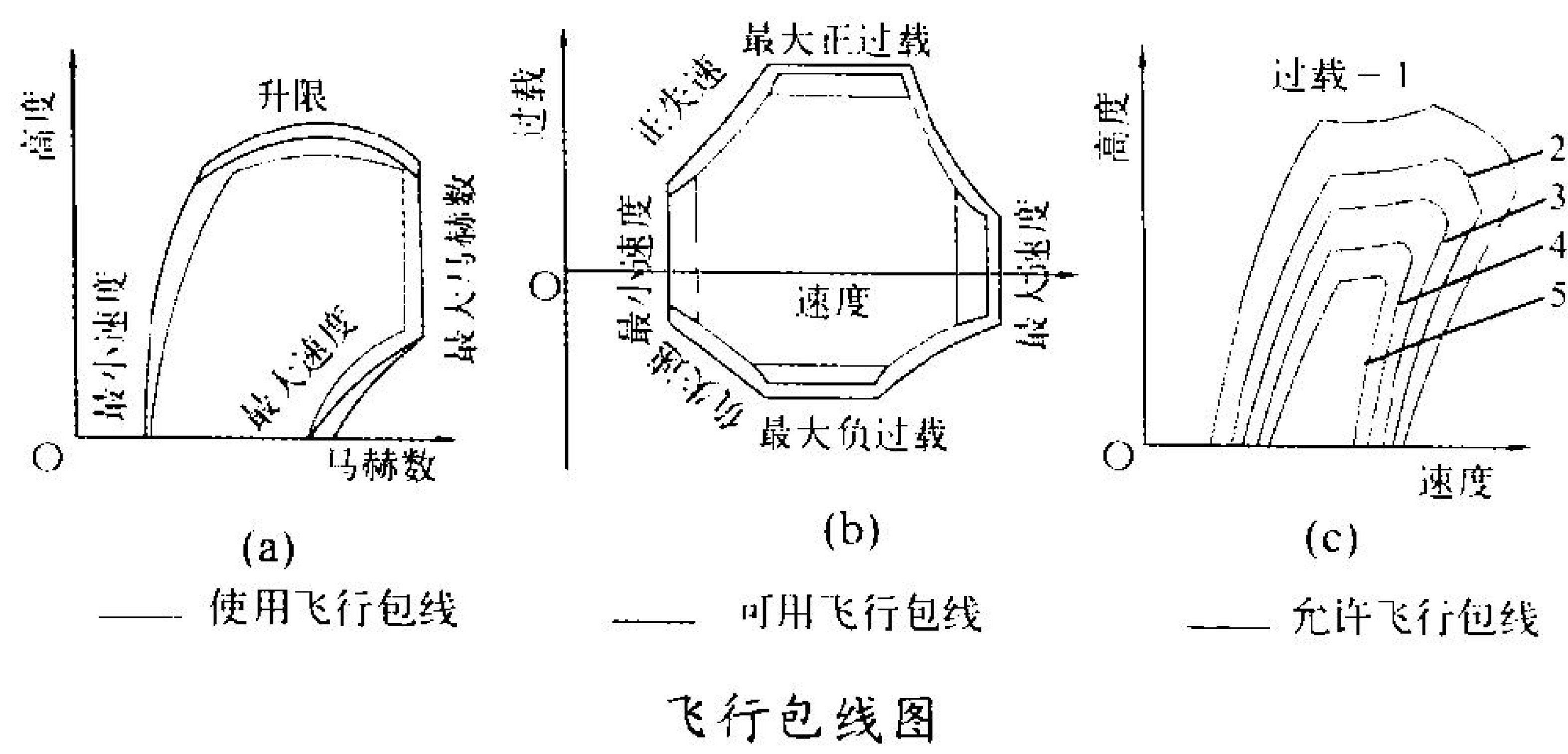
feixing anquan jiegou

飞行安全结构 flight safety structure 飞机结构中的一类结构，其损坏或失效会直接引起飞行事故。机体结构中的主要受力构件（如机翼主梁、机身纵梁、全动尾翼转轴）和重要结构（如方向舵、升降舵接头、襟翼支座等）均属于飞行安全结构。此外，功能失效会危及驾驶员安全进而造成飞机失事的结构（如密封座舱等）也属于飞行安全结构。有些结构，它本身的损伤或破坏虽不会直接导致机体破坏，但会妨碍其他系统（如操纵系统）正常工作，影响飞行安全，也应属于飞行安全结构。但飞机主要受力结构起落架不属于飞行安全结构。（撰写：章怡宁 郦正能 审订：何君毅）

feixing baoxian

飞行包线 flight envelope 以飞行速度（或马赫数）、高度

和过载等飞行参数为坐标，以不同飞行限制条件(如最大速度、最小速度、最大过载、升限、最大速压等)为边界画出的封闭几何图形。不同类型飞机所受的飞行限制条件不同，



(a) (b) (c)

—— 使用飞行包线 —— 可用飞行包线 —— 允许飞行包线

飞行包线图

飞行包线也就不同。同一类型的飞机由于要完成的任务不同(例如外挂不同)也会有不同的飞行包线。如图中(a)为定常水平直线飞行的飞行包线，左边受最小速度限制，右边受最大速压和最大马赫数限制。如图中(b)为高度等于常值时作出的机动飞行包线，表示机动飞行时所受的过载限制。还可在这样的二维包线的基础上画出三维(速度、高度和过载)的飞行包线。如图中(c)为定常盘旋飞行包线，盘旋过载越大飞行范围越小。在飞机飞行品质规范中还按飞机使用时状况的不同，规定了三种飞行包线：(1)使用飞行包线：根据飞机使用任务(对军用飞机来说，即战术技术要求)得出的；(2)可用飞行包线：根据飞机的各种限制得出的，它在飞机使用飞行包线之外；(3)允许飞行包线：包括飞机允许和可能飞行的全部飞行范围，它在可用飞行包线之外。在上述三种飞行包线内所要求的飞行品质等级是不同的，使用飞行包线内等级量最高(达到1级)，逐渐降低到允许飞行包线。如飞机在可用飞行包线外、允许飞行包线内飞行时，仅满足飞行品质等级3即可。 (撰写：赵震炎 审订：肖业伦)

feixing baozhang

飞行保障 flight support 雷达、通信、导航、气象、航行情报保障的总称。飞行保障是保证航空器飞行安全、正常、高效的必不可少的条件。 (撰写：管 德)

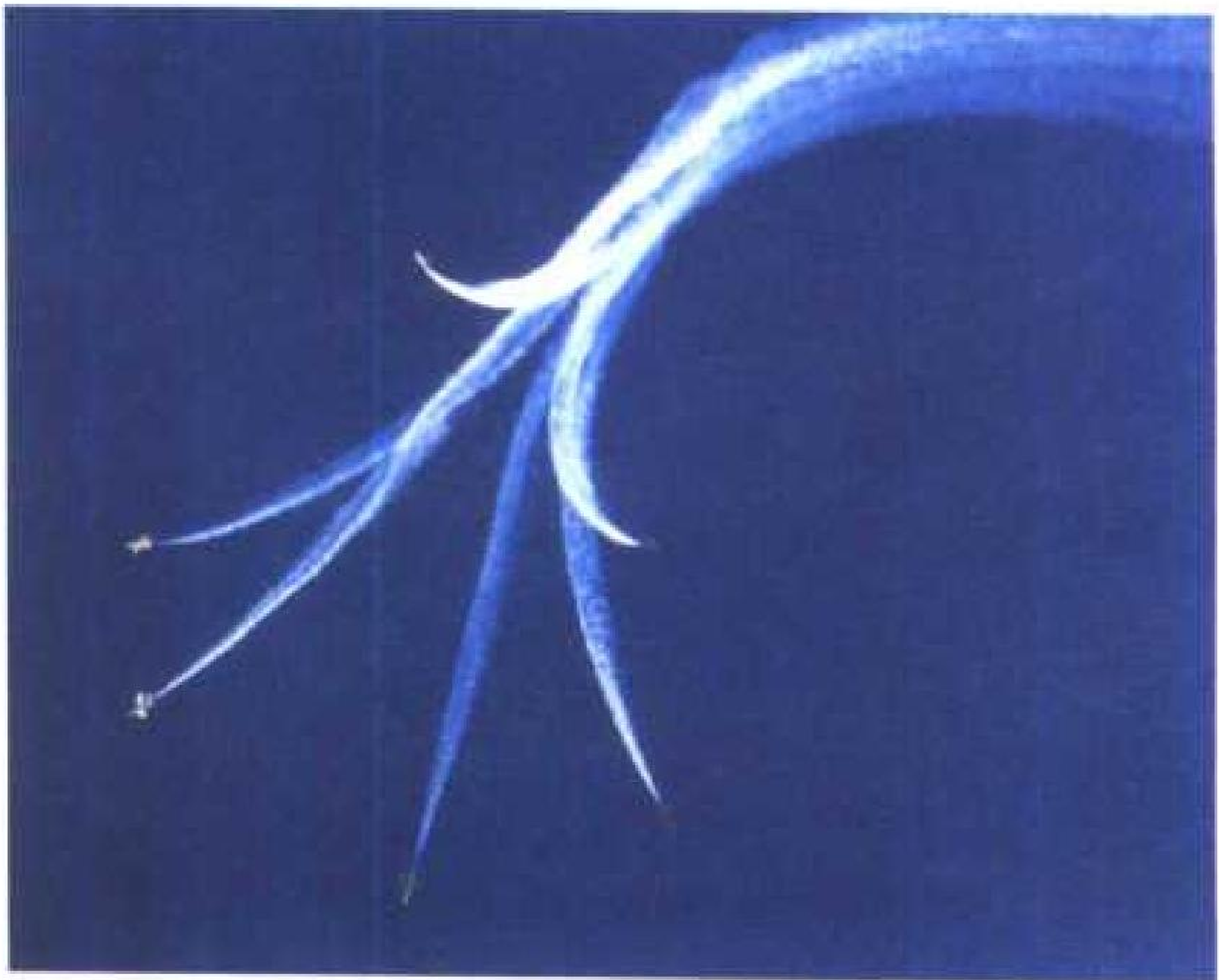
feixing bianjie xianzhi

飞行边界限制 flight boundary limit 又称飞行包线限制。对飞机的一些重要飞行状态变量的极限值加以限制，以保障飞行安全，提高飞机的作战能力，使驾驶员达到无忧虑操纵。飞机的重要状态变量有迎角、侧滑角、空速和过载等。在电传飞行控制系统中，过载边界极限值的控制，一般通过对驾驶员操纵指令输入值的限制来实现，但对迎角、侧滑角、空速等极限值的限制，往往要采用专门的边界限制控制回路。包线限制通常分为可用飞行包线和允许飞行包线。超过可用飞行包线边界，可能引起飞机某些结构的永久性变形；而超越允许飞行包线边界，将会使飞机损坏。采用边界控制系统，实现无忧虑操纵，不仅是战斗机必备的条件，也是现代化先进民用客机的重要特性。

(撰写：王宗学 审订：王占林)

feixing biaoyan

飞行表演 flying display 飞机通过作各种特技或用飞行轨迹组成各种图形，供人们观赏的飞行。初期的飞行表演只是人站在机翼上倒立或挂在起落架上等作惊险动作的杂技表演。随着航空技术的迅速发展，飞机性能的不断提高，杂技表演很快被特技表演所代替，并逐渐受到人们的重视。有些国家成立了专门的飞行表演队，一般用轻型活塞式飞机和轻型喷气式飞机作飞行表演。这些飞机速度不大，机动性能好，能作出一些惊险的特技。为了让人们能清楚地看到飞行轨迹组成的图形，在飞机上装有彩色拉烟筒。飞行表演(如图所示)分单机飞行表演、双机和多机编队的飞行表演。飞

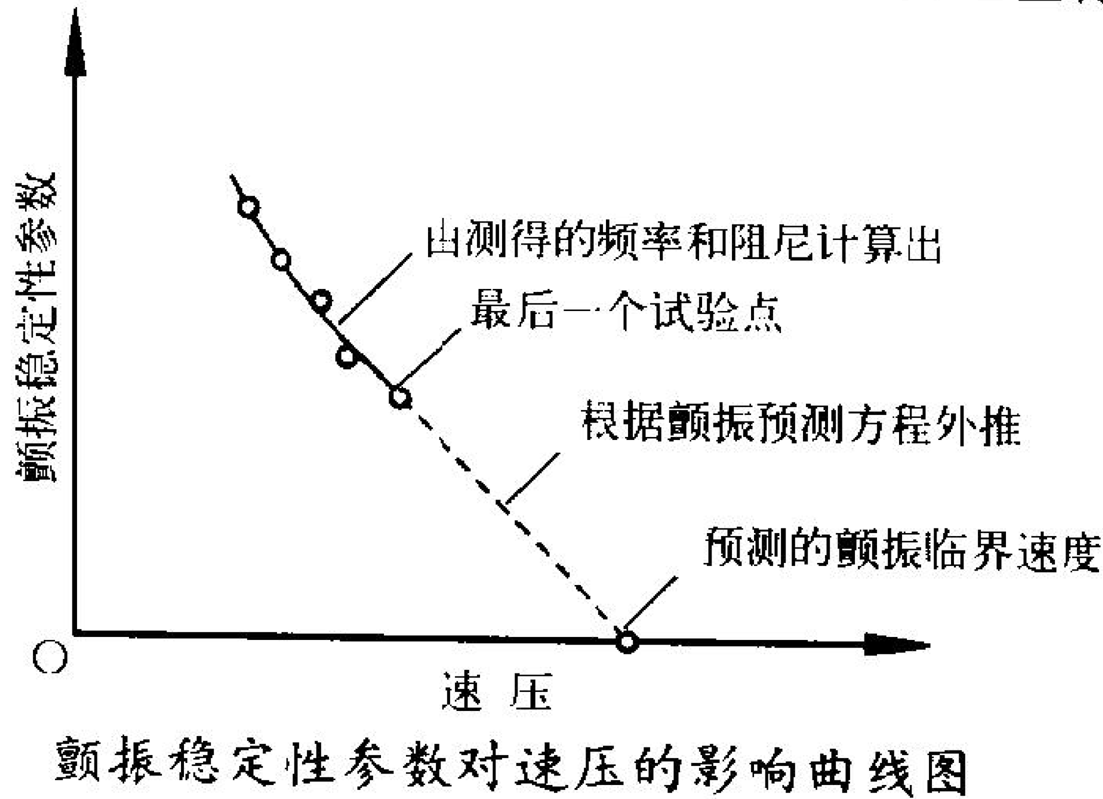


飞行表演

行表演都在超低空和低空进行。飞机一般作各种滚转、跃升、盘旋、上升和下降转弯、钻山洞、钻桥洞、双机对头通场和编队组成各种图形等。每年举行的各种航空展览会上都有新型飞机进行飞行表演，以展示新型飞机性能的优越和用于商业目的。飞行表演要求驾驶员有高超的驾驶技术和勇敢精神。 (撰写：李玉璞 审订：李志强)

feixing chanzhen shiyan

飞行颤振试验 flight flutter test 确定飞机在整个飞行包线内颤振特性的飞行试验。其试验目的：(1)检查飞机在飞行包线内是否会出现颤振；(2)检查飞机在飞行包线上的颤振速度裕度和阻尼裕度是否符合规定。为此，飞机上应有激振系



颤振稳定性参数对速压的影响曲线图

统、对飞机激振；应有测量系统，测量飞机对激振的响应。经过数据处理，在一定的频率范围内识别出飞机的各个模态频率和阻尼，从而评定在飞行包线上的阻尼裕度；并通过观察阻尼变化趋势，评定在飞行包线上是否有规定的速度裕度。为保证试飞安全，必须进行完整的颤振计算、风洞试验和地面试验。并且采取合适的步骤逐步增加飞行速压和 M 数。 (撰写：沙长安 修订：张克荣 审订：屈见忠)

feixing changci

飞行场次 the number of an airdrome mission 从第一批人

员进场到最后一批人员退场的整个占场时间。飞行场次按机种可分为歼击机飞行场次，轰炸机飞行场次，运输机飞行场次。在一个飞行日内按时间可分为上午飞行场次，下午飞行场次和夜间飞行场次。两个场次之间在时间上一般不重叠，其间隔时间要以保证做好各项工作的交接和检查为原则。

（撰写：朱国新　修订：段国林　审订：周双全）

feixing dongtai

飞行动态　flight situation　航空器在空中活动的情况。掌握飞行动态，进行合理飞行调配，确保飞行任务顺利实施和确保飞行安全是飞行指挥所和飞行管制室的一项重要职责。目前，指挥所和飞行管制室掌握飞行动态的主要手段是：(1)飞行动态图表。即在责任区内，根据各机场提前申报的飞行、转场计划，绘（编）制一幅飞行动态表。表的内容有：统一编制批号，单位（机场），机型，机号（呼号），预计起飞时间，实际起飞时间，任务，航线，飞行高度、速度，通信联络规定等。该表的作用是使责任区内的飞行计划一目了然。(2)利用雷达、无线电等设备掌握飞机动态位置。老式的指挥所设备是雷达看到空中目标后，将情报用有线或无线电传到指挥所，标图员收到后再以方格或方位的形式标绘到铺有地图的图板上；而新式的指挥设备则是在指挥所和飞行管制室设立带有电子地图的计算机显示屏幕，它能将远方雷达发现的空中情报，包括飞机的航向、高度、速度、批号自动传递并显示出来，供飞行指挥员和飞行管制员实施指挥调配。(3)目视掌握飞行动态。多在飞机起飞、着陆或顶空飞行时使用。(4)根据空中飞行员报告的位置掌握飞行动态。

（撰写：朱国新　修订：段国林　审订：周双全）

feixing gaodu

飞行高度　flight altitude　在空中，从航空器到某一基准水平面间的垂直距离。航空器的飞行高度按不同的用途常可分为绝对高度、相对高度、几何高度、仪表高度、场压高度等。在飞行试验中，常使用气压高度、密度高度、温度高度、能量高度等。航空器在执行不同的飞行任务时，需要知道不同的高度。例如：在起飞着陆时，需要知道航空器相对于机场的高度（相对高度）；在远距离或分层飞行时，为了避免碰撞，需要使用气压高度；在执行轰炸、侦察等任务时，需要知道几何高度。一定的航空器只能在预先设计的某高度范围内飞行，可根据不同的飞行任务，在超低空到超高空范围内选择飞行高度。

（撰写：邵箭　修订：李志强　审订：陈增江）

feixing gaodu celiang

飞行高度测量　measurement of flight altitude　飞机飞行高度的测量。一般测量气压高度，其测量原理与飞行速度测量相同。气压高度表通过真空膜盒测量空速管静压室感受的压力 p_H 。它是按照标准大气表中高度与压力的对应关系刻度的。飞行中所记录的高度称为仪表高度，经过仪表误差、延迟误差和位置误差修正后即得真实的气压高度。

（撰写：严京林　审订：张克荣）

feixing gaoduceng

飞行高度层　flight level　对航路、航线飞行或转场飞行的飞行器的垂直间隔配备。根据不同的高度范围和真航线角，规定不同的高度层间隔。飞行高度层根据标准大气条件下的假定海平面计算。根据2001年8月1日施行的《中国人民共和国基本飞行规则》，同向飞行时，飞行高度9000 m以下，高度层间隔为600 m，9000 m以上，高度层间隔为1200 m。

（撰写：管德）

feixing guanli jisuanji

飞行管理计算机　flight management computer　飞行管理系统的核心组成部分，实现性能管理、制导、导航、发动机参数显示和乘员告警等功能。它包括导航处理器、性能处理器、输入输出处理器、显示控制处理器等，其配置相当于一个分布式多处理机系统。（撰写：陆荣国　审订：金德琨）

F

feixing guanli kongzhi xianshiyi

飞行管理控制显示仪　flight management control display　飞行管理系统的主要显示仪。主要由两部分组成：飞行管理计算机和控制显示仪。它的功能有：(1)飞行计划管理，包括从起飞机场的入口处直至目的地跑道的航线，中间经过的重要路标等完整的飞行计划。(2)确定飞机各时刻位置的导航运算数据，并将计算结果送给导航显示仪。(3)给自动驾驶仪和

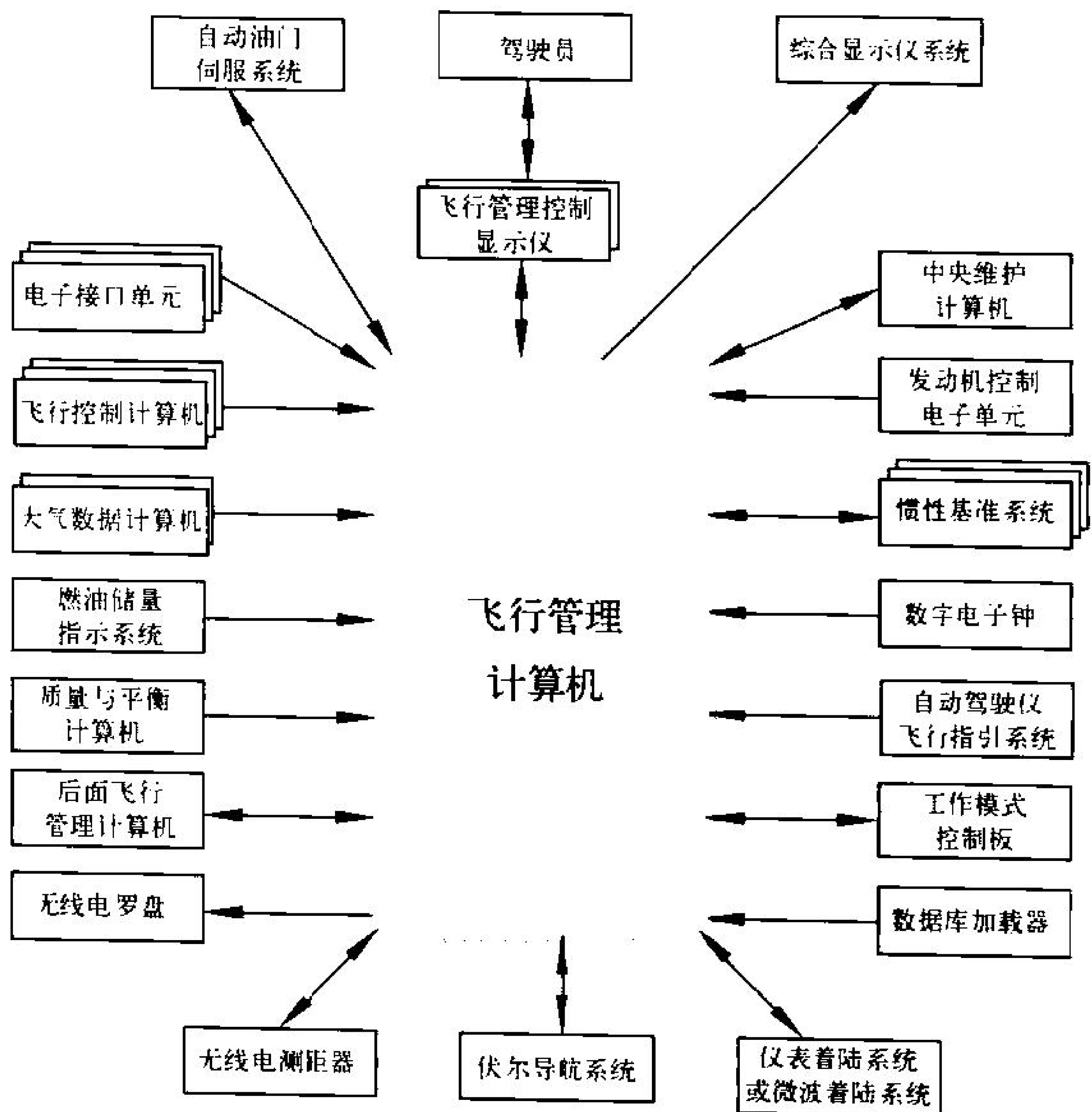


图1　飞行管理计算机与其他机载设备的接口关系

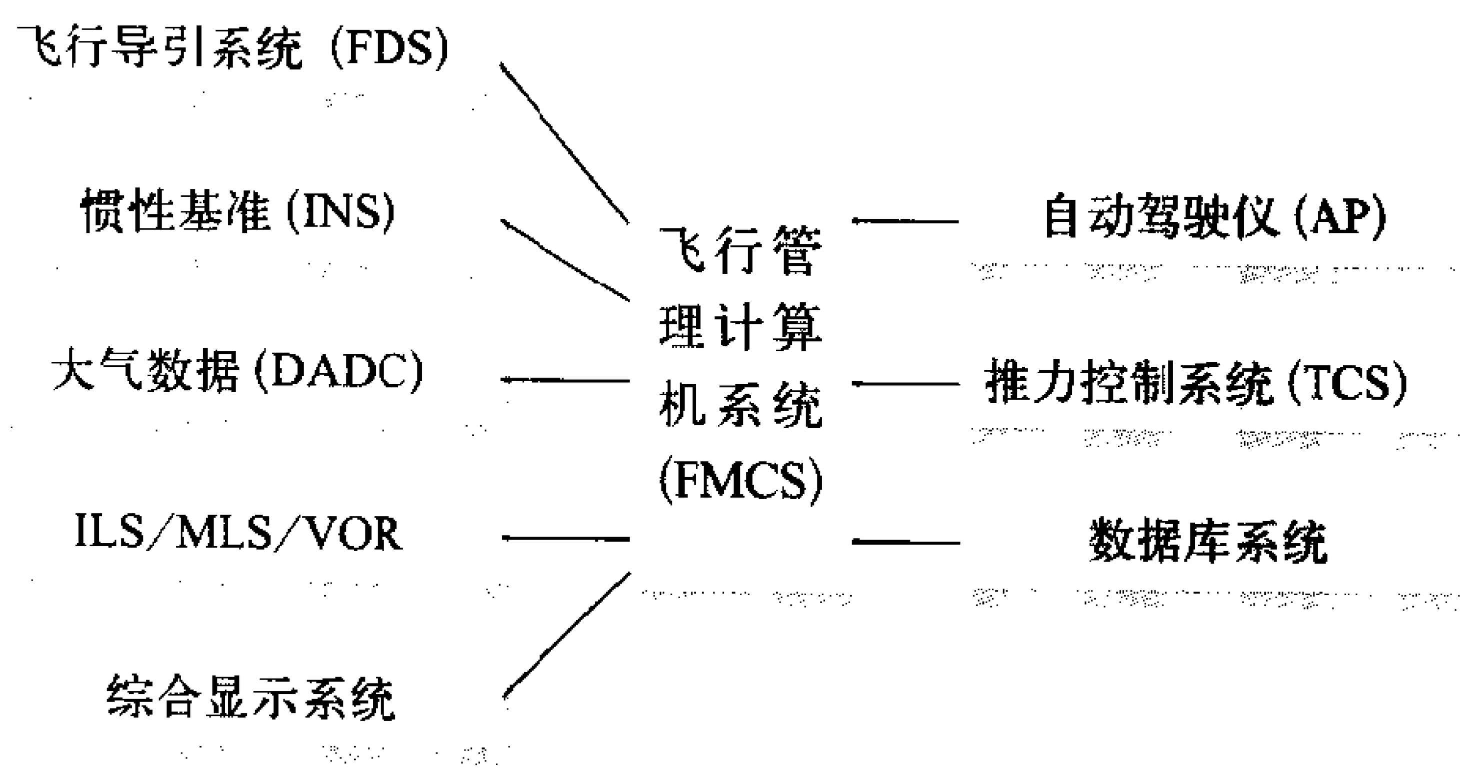


图2　飞行管理控制显示装置正面图

飞行指引器输送制导指令，以及油门自动控制器与推力管理，使飞机自动沿最佳航线飞行。(4) 为导航显示仪生成有航线的地图，包括导航台、路标、目的地机场跑道等相对位置的导航地图。(5) 存储导航、空气动力和发动机的数据，作为航线更新用的导航数据库。(6) 用所有的基准数据和航线进行性能优化计算等。图 1 示出飞行管理计算机与其他机载航空电子设备的接口关系。其中惯性基准系统、飞行控制计算机与电子接口单元均用 3 套，大气数据系统与飞行管理控制显示单元均用两套。这只是某一型号飞机上所采用的系统的具体例子。图 2 是飞行管理控制显示装置的正视图。它由键盘控制器和 CRT 或 LCD 显示器组成，是驾驶员与飞行管理系统的人机接口。（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

feixing guanli xitong

飞行管理系统　flight management system　集制导、导航、控制和显示技术为一体，实现飞机整个飞行过程的自动化管理与控制的综合化的飞行航迹管理系统。其基本原理组成如图所示。飞行管理计算机系统是飞行管理系统的核心，用来协调处理、控制和管理各分系统的正常工作。控制分系统，包括自动驾驶仪计算机、推力控制计算机和飞行指引仪，它们按飞行管理计算机系统输出信号完成对飞机和发动机的控制。传感器分系统，包括惯性基准系统、大气数据系统、仪表着陆/微波着陆系统、全方位甚高频导航系统等。显示系



飞行管理系统的组成

统，包括飞行仪表系统、发动机指示及机组告警系统、控制显示部件。数据库系统，包括导航数据库和性能数据库，其中有多条航线、航路点、高度层数据，航行距离，机场标高、跑道方向、长度、通信频率、大气数据（气温、风速、风向），飞机、发动机的性能数据。飞行管理系统分为三维和四维管理系统两种。三维飞行管理系统实现飞机在空间三自由度飞行轨迹参数的生成和实时测定与控制功能的综合，完成垂直制导和水平制导两种导航任务，使飞机从起飞到进场着陆全航程内按最佳航迹连续自动飞行。四维飞行管理系统，在三维制导的基础上把飞行时间纳入了制导管理的条件，从而缩短了飞机在空中的等待时间，降低了运营成本，提高了效率。（撰写：王宗学　审订：王占林）

feixing guanzhi

飞行管制　flight control　根据国家颁布的飞行基本规则和航空法规，对在领空和境内飞行的所有航空器和飞行活动实施统一的管理和控制。其主要任务是：监督航空器严格按照批准的计划飞行，维护飞行秩序，禁止未经批准的航空器擅自飞行；禁止未经批准的航空器飞入空中禁区、临时空中禁区或者飞出、飞入国（边）境；防止航空器与航空器、航空器与地面障碍物相撞；防止地面对空兵器或者对空装置误射航空器。（撰写：黄东辉　审订：周双全）

feixing guanzhi fenqu

飞行管制分区　flight control sub-area　为具体实施飞行管制而将飞行管制区划分为若干个互相毗邻的飞行管制分区。（撰写：管　德）

feixing guanzhiqu

飞行管制区　flight control area　按照飞行管制的责任，把全国范围划分为若干个互相毗邻的管制区域。在划定的地面（水面）区域垂直向上延伸至指定高度上限实施飞行管制。为了便于组织与实施飞行管制，在飞行管制区内划分若干个飞行管制分区，飞行管制分区内包括若干个机场飞行管制区。航路、航线地带和民用机场区域，设置高空管制区、中低空管制区、终端管制区和机场塔台管制区。（撰写：管　德）

feixing guize

飞行规则　flight rules　所有航空器的飞行活动和组织所有航空器的飞行活动所必须遵循的规定。国家颁布的是《中华人民共和国飞行基本规则》，对空域管理，飞行管制，机场区域内飞行，航路和航线飞行，飞行间隔，飞行指挥，飞行中特殊情况的处置，通信、导航、雷达、气象和航行情报保障等，做了明确的规定。另外，根据国家的授权，有关部门还制定了局部性和区域性的飞行规则。（撰写：管　德）

feixinghou jiancha

飞行后检查　postflight inspection　飞行后进行的检查。飞行后检查目的是判明飞机的技术状况，查出飞机上的故障和存在的缺陷，并予以排除，是保证机务准备质量的关键。主要要求有：(1) 按照规定的检查内容、路线和操作方法，循序逐项地进行检查，同时要根据飞机的具体情况、使用特点和故障规律，掌握检查重点，合理分配注意力，对有关的机件和部位加强检查。(2) 对检查发现的任何不正常迹象和疑点，都要彻底弄清，决不轻易放过。(3) 检查中发现了故障、缺陷，要记入机务准备工作日记，通常不要边检查边排除。(4) 在检查完毕后，再把全部过程回忆一下，对没有把握的地方应当进行复查。(5) 对每次检查中发现的航空技术装备的细微变化，要注意分析比较，逐步摸清其在使用过程中的变化规律，适时地采取预防措施。飞行后检查，通常是预先机务准备工作的一部分。如果没有新的任务，飞行后检查也可以单独实施。（撰写：周德清　审订：姬永兴）

feixing jihua

飞行计划　flight plan　为完成飞行任务而预先制定的飞行实施方案。飞行计划包括：年度飞行计划、月份飞行计划、日飞行计划、期班飞行计划以及临时飞行计划。日飞行计划又分主飞行计划和备份飞行计划。飞行计划是组织飞行实施的主要依据。日飞行计划由飞行指挥员主持制定。制定计划的依据是：(1) 年度、月份飞行计划，上级临时给予的任务和下级对飞行日飞行计划的建议；(2) 飞行人员（含学员）的思想、技术、身体情况，上个飞行日完成任务的情况和飞行间断时间；(3) 飞机、器材、油料、弹药和各种保障设备的情况；(4) 机场、空域、航线、靶场、空降场及野外着陆场的情

况；(5) 飞行日天气预报；(6) 预计的占场时间。

（撰写：朱国新　修订：段国林　审订：周双全）

feixing jiange

飞行间隔　flight separation　为防止飞行冲突，保证飞行安全，提高空间和时间利用效率，所规定的飞行中的航空器之间的最小安全距离。包括垂直间隔和水平间隔，水平间隔又分为纵向间隔和横向间隔。作航路、航线飞行或转场飞行的航空器，都必须按规定的飞行间隔飞行。　（撰写：管　德）

feixing kongzhi xitong

飞行控制系统　flight control system　在飞行过程中，利用自动控制系统，能够对飞行器的构形、飞行姿态和运动参数实施控制的系统。该系统可用来保证飞行器的稳定性和操纵性、提高完成任务的能力与飞行品质、增强飞行的安全及减轻驾驶员负担。飞行控制系统的分类从不同角度出发有不同的分类方法。根据控制指令的来源通常将飞行控制系统分成人工飞行控制系统，其控制指令由驾驶员发出，另一类是自动飞行控制系统，其控制指令是系统本身自动产生的。飞机的俯仰、滚转和偏航控制，增升和增阻控制，人工配平，直接力控制以及其他改变飞机的构形控制（如改变机翼后掠角、水平安定面安装角等），均属人工飞行控制系统。增稳与控制增稳系统是为改善飞机本身的稳定性与操纵性而设置的，从驾驶员的操纵角度，它是飞机的一个组成部分，故也属人工飞行控制系统。自动飞行控制系统是对飞机实施自动或半自动控制，协助驾驶员工作或自动控制飞机对扰动的响应。如自动驾驶仪、发动机油门的自动控制、结构模态抑制等。　（撰写：王宗学　审订：王占林　张汝麟）

feixing kongzhi xitong buyisunxing

飞行控制系统不易损性　flight control system invulnerability　飞行控制系统抗工作环境恶化、其他系统故障、维护人员和飞行机组人员失误以及战斗损伤的能力。飞行控制系统对工作环境恶化的不易损性包括：承受指定的极端自然环境条件的能力；抗雷电和大气静电的能力；对发动机、液压系统以及外部战斗环境诱发的振动、冲击、温升、电磁干扰和电磁脉冲等的承受能力。飞行控制系统及其部件对于发动机故障、起落架轮胎爆破、无线电和雷达线路损坏等应具有相应的保护措施。飞行控制系统应有预防安装和接插错误的措施，尽量减少在飞机上的调整工作；全部控制链和机械装置不应由于意外进入的维护工具和其他物品而卡滞。系统应具有联锁或其他措施以免机组人员误操作，系统设计应保证在机组人员操作和调整设备时减少出现系统工作降级的可能性。对于作战飞机的关键飞行控制系统在遭受规定的战斗损伤时，不应使性能降级到Ⅲ级以下的工作状态。

（撰写：张汝麟　审订：王占林）

feixing kongzhi xitong kekaoxing

飞行控制系统可靠性　flight control system reliability　飞行控制系统在规定的使用条件下和规定的时间内完成规定功能的能力。它是飞行控制系统完成飞行任务可靠性和飞行安全可靠性的总称。任务可靠性以每次飞行中因飞行控制系统故障导致飞行任务失败的概率来表示。军用飞机对飞行控制系统任务可靠性的一般要求为10^{-3}/每次飞行，即每一千次飞行中允许出现一次导致任务失败的故障状态。安全可靠性用每次飞行中由于飞行控制系统故障导致飞机损毁的概率来衡量。不同类型的军用飞机对飞行控制系统安全可靠性的要求也不相同，可以概括为10^{-5}～10^{-7}/每次飞行的量级，即每十万次至一千万次飞行中允许出现一次导致飞机损毁的故障状态。现代民航机对飞行控制系统安全可靠性的要求更高，一般规定为10^{-9}/每次飞行。（撰写：张汝麟　审订：王占林）

feixing kongzhi xitong shifei

飞行控制系统试飞　flight test of flight control system　在真实飞行条件下验证飞机控制系统的功能、性能及其可靠性的飞行试验。通过试飞还可对控制律进行优化。验证的主要内容有：(1) 增稳、控制增稳状态下的飞行品质；(2) 电传操纵系统飞机的系统稳定裕度；(3) 姿态和航向保持精度；(4) 高度和空速保持精度；(5) 自动改平性能；(6) 自动导航性能；(7) 自动火控航向控制的航向偏差；(8) 自动进场、着陆性能；(9) 自动地形跟踪与回避状态时，检查地形跟踪精度和回避能力。

（撰写：王保民　审订：屈见忠）

feixing lixue

飞行力学　flight dynamics　又称飞行动力学。研究在外力作用下飞行器在有控制或无控制情况下的运动特性和规律的学科。飞机通常在 30 km 以下的高度飞行，作用在飞机上的外力除发动机推力和飞机重力外，主要是作用在飞机各部件上的空气动力。飞机飞行力学所研究的问题主要是飞行性能、稳定性和操纵性。飞行性能是研究飞机作为质点的运动规律，如：飞行速度、飞行高度、航程、续航时间、起飞、着陆和机动飞行等。稳定性和操纵性是研究飞机保持和改变原有飞行状态的能力，如：飞机对大气扰动的反应，飞机对驾驶员操纵动作的反应，飞机在完成各种飞行动作时所需的操纵等。对这类问题，必须研究飞机绕重心的转动，这时应将飞机作为质点系（刚性或弹性体）来处理。直升机飞行力学和导弹飞行力学所研究的主要问题也大体和飞机飞行力学相同。　（撰写：赵震炎　审订：肖业伦）

feixing moniqi

飞行模拟器　flight simulator　又称飞行仿真器。模仿飞机执行飞行任务时的飞行状态、飞行环境和飞行条件，并给驾驶员（空勤人员）提供相似的操纵载荷、视觉、听觉、运动感觉的试验装置。分地面飞行模拟器和空中飞行模拟器两大类，已广泛用于训练驾驶员、飞机和机载设备的试验研究等方面。

地面飞行模拟器一般由驾驶舱、仿真计算机、运动系统、视景系统、操纵负载系统、音响系统、教员控制台等组成。(1) 驾驶舱：与真实飞机驾驶舱相似，舱内设有显示仪表、指示灯、开关按钮和操纵机构等。(2) 仿真计算机：用于描述飞机、发动机和机载各系统的数学模型和对模拟器的检测等。早期的飞行模拟器采用模拟式或数模混合式计算机，现在广泛采用数字计算机。(3) 运动系统：用于带动座舱运动，给驾驶员产生运动加速度感觉。(4) 视景系统：用光学投影、闭路电视、计算机成像等方法，给驾驶员产生外景的视感觉。(5) 操纵负载系统：给驾驶员产生力和位移的操纵感觉并随飞行状态变化而改变。(6) 音响系统：给驾驶员提供发动机、起落架收放、武器发射及空气动力等音响。(7) 教员控制台：可以设置各种初始条件、选择不同机场和飞机地理位置、设置各种故障和特殊情况及不同气象条件

等、供教员编制飞行训练计划和训练课程。控制台上可以显示出各种飞行参数和飞行轨迹，以评定学员的飞行技能和飞行成绩。见图 1 。



图 1 六自由度飞行模拟器

飞行模拟器按用途分为训练用模拟器和研究用工程模拟器。前者应与所模拟的机种尽量一致，并且设备完善；后者在设计上应突出重点。它具有经济、安全、便于选择最佳设计方案和预知使用效果等优点。

空中飞行模拟器，又称变稳定性飞机，简称变稳飞机。在同一飞行条件下，飞机运动特性及控制系统可在较大范围内调整的试验研究机。必要时座舱环境也可以模拟。一般用现役飞机改装而成，主要是加装参数可调的飞机控制系统和附加操纵面，采用电传操纵，但仍然保留原操纵系统，作为备用。参数可调飞行控制系统由两部分组成：(1) 模拟感觉的系统，包括驾驶杆 (脚蹬) 力传感器、计算机、电液伺服机构等；(2) 空气动力飞行控制系统，包括飞机运动参数传感器 (如迎角、过载、角速度传感器等)、计算机、舵机、操纵面 (包括产生直接升力和侧力的附加操纵面) 等。见图 2 。



图 2 空中飞行模拟器

空中飞行模拟器可以模拟飞机六个自由度的运动情况，适用于：(1) 研究有人驾驶飞机的飞行品质规范；(2) 模拟新型飞机的飞行品质特性；(3) 训练试飞驾驶员；(4) 研究飞行控制技术；(5) 研究显示技术；(6) 校核地面飞行模拟试验结果。 (撰写：汤 钟 修订：张克荣 审订：屈见忠)

feixing moni zhuantai

飞行模拟转台 3-axis flight table 又称角运动模拟器。在飞行器控制系统的半物理仿真试验中，用来模拟飞行器姿态运动的试验装置。姿态运动是飞行器相对于机体轴的转动运动，分为滚转、俯仰和偏航运动。模拟转台由内、中、外 3 个转动框架构成，3 框转轴互相垂直交于一点。3 框转轴与飞行器的 3 个机体轴相对应。每个框架由一套伺服系统驱动，3 个框架的运动即表征飞行器在空间的姿态运动。伺服系统的驱动信号由模拟飞行器姿态运动的仿真计算机给出。从结构形式上模拟转台可分为立式和卧式；由伺服系统的驱动马达不同可分为电动和液压两种。模拟转台的主要技术性能指标是：负载能力、位置精度、速度平稳性和动态响应性能等。 (撰写：王宗学 审订：王占林)

feixing pinzhi

飞行品质 flying qualities 又称操作品质 (handling qualities)。飞行器在执行规定任务时，驾驶员认为影响完成任务难易程度的一些飞行器特性。它涉及的学科有：稳定性和操纵性、反馈控制理论、人体响应分析和气动弹性等。按飞行器种类，可分为飞机飞行品质、直升机飞行品质和航天飞机飞行品质等。飞机飞行品质的优劣最终取决于驾驶员对飞机的评价。评价时受到很多因素的影响：(1) 飞机的稳定性；(2) 飞机的操纵性；(3) 座舱设计；(4) 座舱的视界；(5) 执行的任务；(6) 驾驶员的经历、情绪和身体状态；(7) 外界环境 (如能见度和气象条件等) 。为了使驾驶员对飞行品质有统一的描述方法，规定了对飞机飞行品质的评分标准，例如许多国家采用的美国库珀—哈珀 (Cooper Harper) 评分尺度共分为 10 等，评为 1 分的最优，评为 10 分的最劣。

(撰写：赵震炎 审订：肖业伦)

feixing pinzhi dengji

飞行品质等级 level of flying qualities 根据飞行器完成飞行任务的优劣程度不同而规定的等级。飞机飞行品质通常划分为三个等级：等级 1 能确保完成各种预定的飞行任务；等级 2 能基本上不影响飞机完成各种飞行任务，但驾驶员的工作负担有所增加或完成任务的效果有所降低，或两者兼有；等级 3 能满足安全地操纵飞机的要求，但驾驶员的工作负担过重或完成任务的效果不好，或两者兼有。等级 3 也就是保证安全操纵的最低要求。驾驶员对具有等级 1 飞行品质的飞机是满意的；对于具有等级 2 飞行品质的飞机认为可接受，但是并不满意；对于具有等级 3 飞行品质的飞机认为不可接受。飞机飞行品质规范中规定在正常状态时的飞机只允许具备等级 1 或 2 的飞行品质，仅在飞机不正常的特殊状态时 (指飞机的升降舵、方向舵、副翼和增益系统还能工作，但有其他一个或多个部件或系统失灵时) 才允许飞行品质降到等级 3。驾驶员的库珀—哈珀 (Cooper Harper) 评分尺度 (参见飞行品质) 和飞机飞行品质等级间有密切联系。前者的 1～3.5 分相当于后者的等级 1 ；3.5 ～6.5 分相当于等级 2 ；6.5 ～9.5 分相当于等级 3 。飞机飞行品质规范中对不同的飞行品质等级规定不同的指标或要求。(撰写：赵震炎 审订：肖业伦)

feixing pinzhi guifan

飞行品质规范 specification of flying qualities 权威机构对飞行器飞行品质规定的具体指标，作为设计、鉴定、验收和使用飞行器的准则性文件。飞行器设计通常应满足飞行品质规范的要求，它往往是订货部门决定飞行器可否被接受的主要依据之一。美国空军于 1980 年颁布了目前使用的军用飞机飞行品质规范 (MIL-F-8785C) 。现在英国、俄罗斯、法国、德国、瑞典等都制定了各自的军用飞机飞行品质规范，而对民用飞机则往往在适航性条例中有专门章

节阐述其飞行品质要求。随着飞机飞行性能的不断提高以及飞机操纵系统日趋复杂(例如引入助力器、增稳装置、人工阻尼器、电传操纵系统等)，对飞机飞行品质提出了许多新的要求，因此飞行品质规范也要不断地加以补充和修订。飞机飞行品质规范中通常要首先明确规定飞机的分类和飞行阶段的划分，以及各飞行品质等级的含义，这是因为针对不同的情况应提出不同的指标。一般飞机飞行品质规范主要从以下几方面提出指标或要求：(1) 稳定性方面，如纵向静稳定性、飞行轨迹稳定性、自由扰动运动等各种模态的阻尼和频率等；(2) 操纵性方面，如各舵面的操纵效能，驾驶员为保持某平衡状态或作机动飞行所需的杆力和脚蹬力等；(3) 操纵系统特性方面，如操纵系统的机械特性(摩擦、预加载荷、空行程、柔性、质量不平衡、非线性传动等)和动态特性(对操纵力输入操纵面反应的滞后、操纵系统振荡的阻尼等)以及增稳系统和配平系统的特性等；(4) 其他飞行品质方面，如失速和尾旋特性、抖振特性、惯性耦合、外挂物的投放以及故障状态等。此外，还对大气扰动的模型作出具体规定，以便分析飞机对大气扰动的反应。

(撰写：赵震炎　审订：肖业伦)

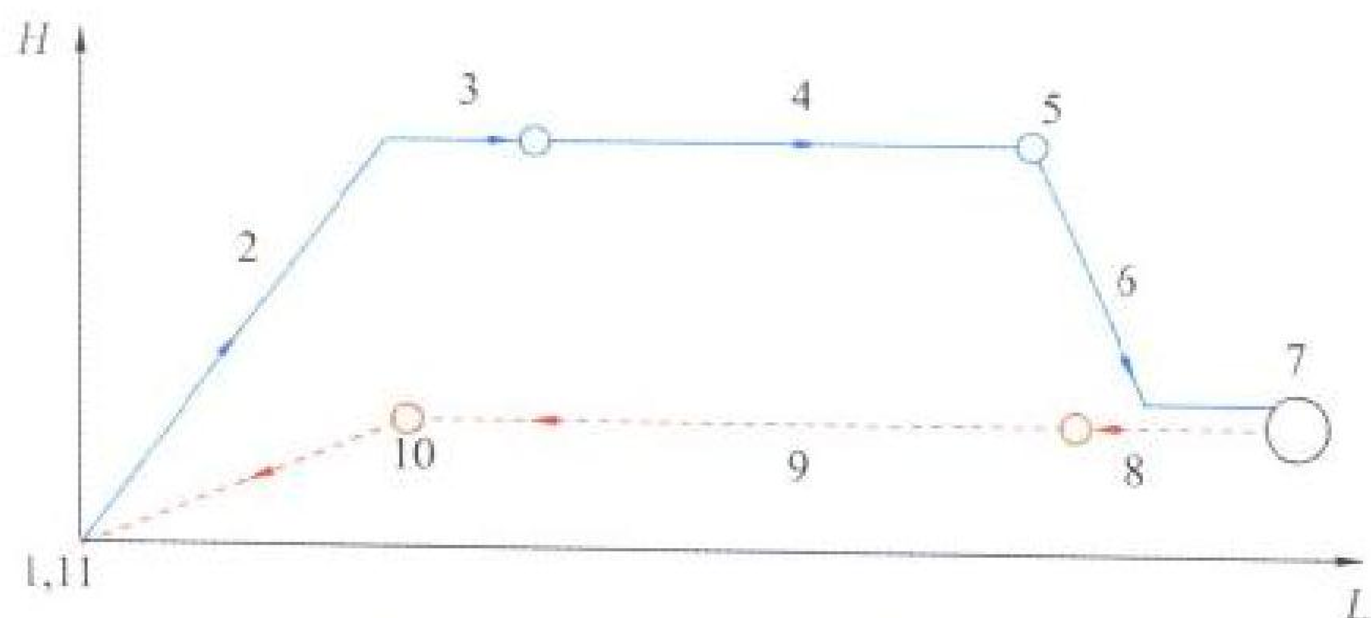
feixing pinzhi moniqi

飞行品质模拟器 flying qualities simulator　是工程模拟器的一种，用来研究飞行品质的模拟试验装置。它一般由驾驶舱、操纵装置、视景系统、测试记录设备和仿真计算机组成。对电传飞控系统的飞机，还应有相应的电传飞控设备。飞行品质仿真研究是人机系统的半物理仿真，驾驶员通过实际操纵装置(或电传飞控系统)控制“飞机”，系统的动态响应特性即为飞行品质。飞行品质仿真器是新型飞机研制和飞行试飞研究的重要设备。它可以检验驾驶员为实现具体飞行任务时控制的难易程度、工作负担和完成任务的精确程度。

(撰写：王宗学　审订：王占林)

feixing poumian

飞行剖面 flight profile, mission profile　又称任务剖面。飞机执行一次飞行任务整个过程的飞行航迹图及其各典型段的各种特征量(如飞行速度、飞机重量、燃油量或余油量等)的描述。曲型的飞行剖面有：作战型的歼击剖面、截击剖面、强击剖面和民用型的民航运输剖面等。每种剖面都可细分为若干任务飞行段，例如歼击剖面可包括：起飞、爬升、加减速、巡航、巡逻、进入战区、战斗使用、退出战区、返航、下滑及着陆段(见图)。其中某些任务段可多次出现，某些则



典型垂直飞行剖面(歼击剖面)

1—起飞；2—爬升；3—加减速；4—巡航；5—巡逻；6—进入战区；7—战斗使用；8—退出战区；9—返航；10—下滑；11—着陆

可能不出现。常将飞行剖面的航迹分别投影在垂直及水平面内，并分别称为垂直及水平飞行剖面。实用中垂直剖面使用得更多些。飞行航迹及其各特征量的确定，视任务要求及飞机本身特性，通过飞行性能计算或航迹优化分析得到。

(撰写：胡兆丰　审订：肖业伦)

feixing qixiang tiaojian

飞行气象条件 flight weather conditions, flight meteorological condition　为保障飞行安全或完成任务而规定的机场和航路的气象限制条件。通常由飞行部门和气象部门根据机种、人员、任务等不同情况给出。规定内容主要是与飞行密切相关的气象要素(如风、云、能见度等)允许的最低值。

(撰写：王学永　修订：王吉昌　审订：薛顺来)

feixingqi

飞行器 flight vehicle　在大气层内、外空间(太空)飞行的器械。可分为航空器、航天器、火箭和导弹三种类别。在大气层内飞行的称为航空器，如气球、飞艇、飞机、直升机等。它们靠空气的静浮力或与空气相对运动产生的空气动力升空飞行。在大气层外空间飞行的称为航天器，如人造地球卫星、载人飞船、空间探测器等。它们在运载火箭推动下获得必要的速度进入大气层外空间，然后在引力作用下完成与天体类似的轨道运动。装在航天器上的发动机提供修正或改变航天器轨道飞行姿态所需的动力。火箭是以火箭发动机为动力而升空飞行的飞行器，可在大气层内或大气层外飞行。导弹主要包括在大气层外飞行的弹道导弹和装有翼面在大气层内飞行的地空导弹、空空导弹、空面导弹及巡航导弹等。有翼导弹在飞行原理，甚至结构上都与飞机颇为类似。通常火箭和导弹都只能使用一次。



几种典型的飞行器

(撰写：何庆芝　修订：赵秀丽　审订：王道荫)

feixingqi baojian xitong

飞行器保健系统 vehicle health management system (VHMS)　又称飞行器健康管理系统。是飞行器自身健康的监测和损伤报警的装置。未来智能(smart)飞行器，将由部件逐渐发展到大部分及全机都使用机敏材料和智能蒙皮(smart skin)制成。有大量各种传感器阵列埋嵌在材料内，将各种传感器阵列和机载分布式计算机相连，用专家系统进行故障诊断和故障定位，并将诊断结果进行记录、通报和报警。根据这些记录结果及时进行有针对性的保健维修。这样既增大了维修的针对性，又提高了飞行的安全性。

(撰写：黄俊钦　审订：王占林)

feixingqi caozongxing

飞行器操纵性 controllability of aircraft　飞行器以相应的运动反应驾驶员有意或自动器施加于操纵器的动作(包括行程和作用力)的能力。操纵器包括各个操纵面以及发动机油门等。某些火箭和导弹用燃气舵、摆动发动机或小火箭发动机等作为操纵器。研究飞机的操纵性时往往以飞机的反应，如迎角、侧滑角、过载、角速度、飞行速度等的变化量作为操纵的输出量，以驾驶员施加于驾驶杆或脚蹬的力和它们的

位移作为操纵的输入量。飞机的操纵性常以输出量和输入量的比值来表示。各国的飞行品质规范对操纵性指标都有明确的规定。

飞行器的操纵性也可分为静操纵性和动操纵性。前者研究飞行器在平衡状态时所需施加的操纵量。例如飞机在不同平飞速度时，驾驶员对驾驶杆所应施加的力和位移(或升降舵偏角)；后者研究飞行器在操纵运动中输入量和输出量随时间变化的全过程。动操纵性的特征量有相位差、幅值比、过调量和过渡过程时间等。在飞行器设计和试飞过程中对这些特征量往往需要加以检验。

(撰写：赵震炎　审订：肖业伦)

feixingqi guanli xitong

飞行器管理系统　vehicle management system (VMS)　用于先进飞机及航天飞机的一种飞行综合控制管理系统。它是为先进战术和战略飞行器定义和建立的综合航空电子系统及机载机电系统结构，由多处理机、多任务和实时重构的硬件和软件，高速集成电路的航空电子处理模块(VAMP)，高速数据总线(HSDB)，系统海量存储器(SMM)和航空电子控制系统组成。VMS已应用于第4代战斗机F-22上，对航空电子系统、机载机电系统进行了高度的综合。VMS有力地支持了综合核心处理技术、传感器融合技术、综合座舱技术和综合外挂技术，为系统的资源共享、重构、减少重量和体积、提高系统可靠性和维修性建立了坚实的基础。VMS的实现首先应建立有力的仿真验证平台。(撰写：王宗学　审订：王占林)

feixingqi jiegou lixue

飞行器结构力学　aircraft structural mechanics　研究飞行器结构受力、传力的规律，分析结构在工作环境下强度与刚度以及飞行器各零部件合理的尺寸选择及布局的学科。结构力学是结构强度、刚度设计与分析的基础。它是固体力学的一个分支，其理论基础是材料、弹性、塑性、蠕变等力学。结构力学研究方法主要有实验法与理论分析法两种。实验法又分模型、真实结构部件与真实结构实验。理论研究所依据的基本规律为平衡、几何与本构方程加上合适的边界条件。抓住研究对象主要矛盾建立力学模型并用数学语言表达成方程，最后求解方程。根据方程选定的基本未知数，求解方法有力法、位移法及混合法。以结构内力为基本未知数建立方程为力法，它是过去的主流方法；以位移为基本未知数称位移法。有限元法是当今用于结构力学的主要数值方法，其主流是位移法。以内力与位移混合构成方程的基本未知数称混合法，使用范围较窄。依据本构与几何方程线性与非线性性质，结构力学也分为线性与非线性，它们适用于结构不同的工作环境及状态。　(撰写：何君毅　审订：张躬行)

feixingqi zaosheng

飞行器噪声　aircraft noise　飞行器起飞、飞行与着陆的过程中，自身产生的噪声。飞行器在其全部工作周期内为了达到既定的目的随时都有造成噪声源的机会，特别是在放下起落架与襟翼进场与着陆的过程中达到了顶峰。事实上只要流经飞机表面与发动机内部的气流发生了50～10 kHz的脉动压力扰动，噪声便产生了。它以压力波的形式带动周围介质质点在其平衡位置附近振动将声波由近及远向四周传播出去；除在飞行器以外形成噪声污染的社会问题，对飞行器本身又有两重不利：其一，通过结构固体声再向内部空气介质传播的令人不适的噪声；其二，它对飞行器结构和内部设备是一种附加的随机压力载荷，虽然噪声压强很小但作用面积很大，所造成的结构随机振动场响应是不可忽视的，尤其对于结构和内部设备的疲劳性能不利。从20世纪60年代起，由于需要将飞行器噪声降低到能够保障人的正常生活活动以及设备系统和飞行器结构可靠工作的水平而出现了一门独立的学科——航空声学。　(撰写：张躬行　审订：何君毅)

feixingqian guiding shiyan

飞行前规定试验　preliminary flight rating test (PFRT)　为验证发动机在试验飞机上进行飞行试验时的适用性、而提前在零部件、发动机及其附件上所进行的全部试验、验证和分析。其试验和分析项目，在《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》的4.5节中有详细规定，主要内容包括校准试车、60小时持久试车、高空试验、附件试验和结构试验。除了专项高空试验之外，对于60小时持久试车中最后两个6小时试车阶段中“e～j”项运转(包括中间推力运转、最大连续推力运转和调节加力比的运转)，发动机进口空气和流经发动机周围的空气应模拟在整个稳态飞行工作包线内的某高度和速度条件下可能出现的最高总温。“k”项运转(中间—最大推力运转)则要模拟可能出现的气流最高总温和总压。60小时持久试车中每6小时为一阶段的试车阶段程序与定型试验中的150小时持久试车的试车阶段程序是一致的。其中的“e～j”和“k”项运转一般要在高空模拟试车台或加温、加压试车台上进行。　(撰写：刘大响　审订：叶培梁)

feixingqian jiancha

飞行前检查　preflight inspection　在放飞前按照当日飞行任务对飞机的准备情况进行的最后检查。机务人员和飞行人员都要进行飞行前检查。飞机着陆后，再次出动前的短暂时间内进行的飞行前检查，称为再次飞行前检查。机务人员进行飞行前检查必须遵守以下规定：⑴严格按照飞机维护规程所规定的内容和检查路线进行。⑵检查时要特别注意判明：给飞机加添的燃料、滑油、特种液体、气体、安装的附加设备、装挂的弹药、装载的货物等，都符合规定和飞行任务的要求；各种设备已经按照飞行任务做好了使用的准备，电子设备使用的频率符合规定；飞机上没有多余物。机械师要亲自检查判明各种口盖，特别是油箱盖确已盖好。⑶检查中如果发现故障和其他不正常现象，要迅速按级向上报告，以便及时处理。⑷在检查前后，所有在飞机上工作的人员要清点工具、用具和抹布，严防遗漏在飞机上。⑸在飞机滑出前，飞机机械师(机械员)要再一次判明所有的脚踏布、夹板、堵盖、护套和地面保险销等都确已取下，各检查窗盖和包皮确已扣好。　(撰写：周德清　审订：姬永兴)

feixing qingbao fuwu

飞行情报服务　flight information service (FIS)　实时向航路上飞行的航空器提供补充和更新的航空情报资料(包括机场、导航设施状态、保留空域等信息)和重要气象情报(新的变化信息)的服务。它可使驾驶员起飞前获得的本次飞行有关的航空和气象情报信息能适时地更新，使驾驶员全时地觉察到实施安全和有效率飞行有关的详情。虽然某些信息是由机场当局、航空气象部门、通信导航服务等不同部门提供的，一般通过飞行情报中心(FIC)发出，委托空中交通服务部门转发给驾驶员，因为空中交通服务部门经常并及时地和

驾驶员联系。空中交通服务部门只对转发负责，信息的正确性、时间性和验证仍应由原始发出者负责。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

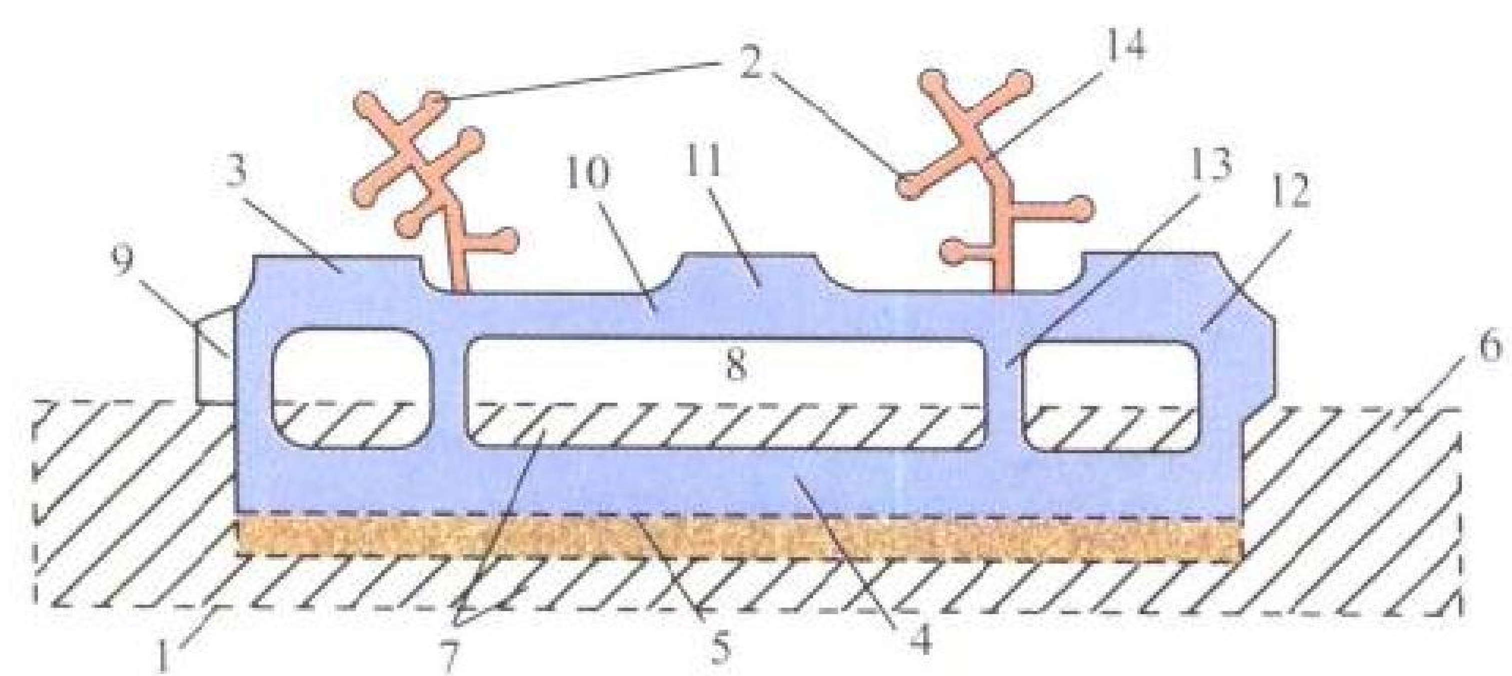
feixing qingbaoqu

飞行情报区　flight information region　航行情报服务的分区。为了便于在更大的范围内进行协调，飞行情报区在几个高空、中低空管制区的基础上设置。范围大体相当于飞行管制区。

（撰写：管　德）

feixingqu

飞行区　flight area　又称飞行场。机场内供飞机安全起飞、着陆、滑行与停放的飞行场地与机场净空的总称。是机场的主体。飞行场地通常包括跑道、滑行道、联络道、拖机道、保险道、停机坪、平地区等，其主体是跑道。飞行场地的土质地带应平整、压实和种草皮。图为飞行场地的平面示意图。



飞行场地平面示意图

1—升降带；2—个体停机坪；3—集体停机坪或停机线；4—具有人工道面的跑道；5—土跑道；6—跑道端安全区；7—侧保险道；8—平地区；9—警戒停机坪；10—主滑行道；11—加油坪；12—端滑行道；13—联络道；14—拖机道

（撰写：王立群　审订：马建新）

feixingqu biaozhi

飞行区标志　flight area mark　各种标明飞行区的直观特征的记号和设备。包括不同的识别标志和灯光助航设备，以保障飞机昼夜安全起降和顺利滑行。例如地面标志线、T 字布、T 字灯、障碍灯、跑道边灯、滑行道边灯、下滑灯等。

（撰写：王立群　审订：马建新）

feixingqu dengji

飞行区等级　flight area class　民用机场飞行区按飞行区设施水平划分的等级。相当于军用机场的机场等级，但民用机场只用飞行区等级。划分飞行区等级的依据是飞行区设施所能接纳的飞机类型。

中国民用航空总局参照国际民用航空公约附件 14《国际标准和建议措施——机场》的有关规定并结合我国民用机场的实际，颁发行业强制性的《民用航空运输机场飞行区技术标准》(MH 5001－200)。该标准规定机场飞行区按指标Ⅰ和指标Ⅱ进行分级。

表 1　飞行区指标Ⅰ

飞行区指标Ⅰ	飞机基准飞行场地长度 /m (见注)
1	< 800
2	800 ～ < 1200
3	1200 ～ < 1800
4	≥ 1800

注：飞机基准飞行场地长度：飞机以规定的最大起飞重量、在海平面、标准大气温度、无风和跑道无纵坡条件下起飞所需的最小飞行场地长度。相关条件改变，则其飞行场地长度亦改变。

飞行区指标Ⅰ：按拟使用机场跑道的各类飞机中最长的基准飞行场地长度，分为 1、2、3、4 四个等级，据表 1 确定。

飞行区指标Ⅱ：按使用该机场飞行区的各类飞机中的最大翼展或最大主起落架外轮外侧边的间距，分为 A、B、C、D、E、F 六个等级，两者中取其较高等级，据表 2 确定。

表 2　飞行区指标Ⅱ

飞行区指标Ⅱ	翼展 /m	主起落架外轮外侧边间距 /m
A	< 15	< 4.5
B	15 ～< 24	4.5～< 6
C	24 ～< 36	6～< 9
D	36 ～< 52	9～< 12
E	52 ～< 65	12～< 14
F	65 ～< 80	14～< 16

这两个指标组合，表示飞行区等级。等级越高，表示跑道越长、越宽。

军民合用机场的民用部分执行上述标准，民航的通用航空机场的飞行区要求参照上述标准执行。

（撰写：刘功仕　王立群　审订：马建新）

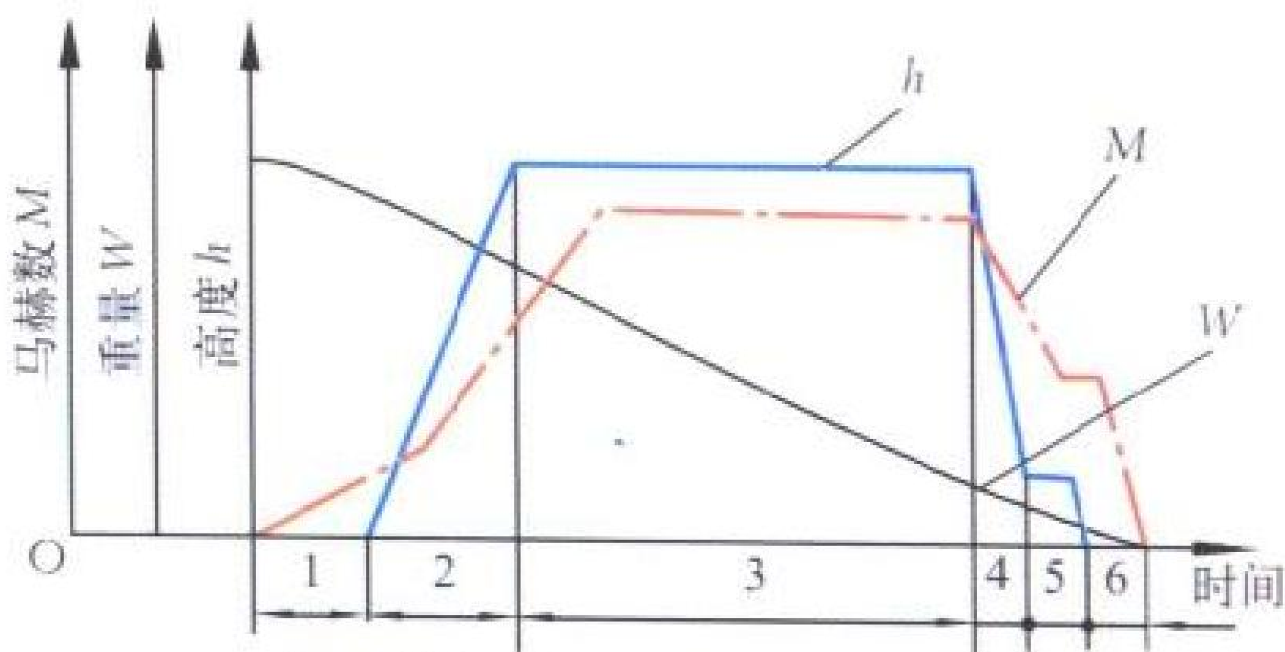
feixing renyuan yixue xuanba

飞行人员医学选拔　medical selection of aircrew　通过医学检查选拔身心健康并符合标准者的活动。分飞行学员选拔（又称招飞体检）和新机种飞行人员选拔（又称改装体检）。医学选拔始于 1910 年，德国首先制定军事飞行员的最低标准。如今各国军航和民航都以条例的形式规定了选拔标准。中国飞行学员的选拔与大学入学考试结合，依据《中国人民解放军空军招收飞行学员实施办法》、《中国人民解放军招收飞行学员体格检查标准》进行。新机种飞行人员选拔对象是现役飞行人员，在原飞行机种飞行合格的基础上进行航空医学检查和专项体检。其发展趋势是：按飞机性能制定体检标准，实现体检筛选与医学鉴定相结合，以及与生理训练相结合。

（撰写：张宏全　审订：袁修干）

feixing renwu poumian

飞行任务剖面　flight misson profile　简称飞行剖面。表示飞机预期使用计划的图线。它反映了飞行任务中高度 (h)、速度（以马赫数 M 表示）、重量 (W) 等参数随时间或距离的



某运输机的飞行任务剖面图

1—起飞滑行；2—爬升；3—平飞；4—下滑；5—着陆过程；6—着陆滑行

变化(见图)。

飞行任务剖面可在飞机设计前根据使用要求确定。通常，按照飞机使用特点，用几个不同的飞行剖面来描述各种特定的用途；也可用统计平均的方法将几个不同的飞行任务剖面综合成一个典型的飞行任务剖面。它可用于确定飞机的载荷和载荷谱。

（撰写：航 科　修订：何君毅　审订：郦正能）

feixing renwushu

飞行任务书　flight card　飞行人员转场飞行的证明文件。飞行任务书规定由驻机场航空兵部队的首长签发。通常是委托机场飞行管制室办理，管制值班员和机长共同签字备查。

飞行任务书的主要内容有机型、机尾号、架数、部别、机长或领队长(驾驶员)姓名、飞行任务、飞行日期、空勤机组人数、起飞时间、飞行航线、飞行高度、允许机长(驾驶员)飞行的最低气象条件、通信联络规定、备降机场、装载情况及人员搭乘情况、陆空识别信号及其他有关注意事项等。飞行任务书规定必须由机长或领队长(驾驶员)随机携带，要求飞行人员在飞行中必须严格遵守，特殊情况需要改变时，应请示上级许可方可变动。

（撰写：朱国新　修订：段国林　审订：周双全）

feixingri

飞行日　flight day　按飞行计划组织实施飞行的当日。飞行日由飞行指挥员按飞行日主计划或备份计划具体组织实施。通常包括飞行直接准备和飞行实施两个阶段。飞行直接准备是在开飞前的一段时间内进行的。飞行条令规定任何情况下都必须进行直接准备。直接准备包括飞行指挥员的直接准备；飞行人员的直接准备；各勤务保障部门有关机器、设备的检查与准备；下达开飞前指示等。飞行实施阶段一般应由飞行指挥员下达开飞命令，按计划组织放飞，各类人员严守岗位，各负其责，密切注视空中动态，协助空中飞行员处置发生的特殊情况，确保飞行任务的顺利完成和空中飞行以及地面人员、设备的安全。

（撰写：朱国新　修订：段国林　审订：周双全）

feixing shigu

飞行事故　flight accident　在军事航空和民用航空中含义不尽相同，分别是：

(1) 军事航空：航空器从开车后滑出至着陆后滑到规定位置的整个过程中，所发生的航空器一定程度的损坏和人员伤亡的事件。中国空军规定飞行事故按严重程度分为三个等



飞行事故

级：① 一等飞行事故：机毁人亡；空勤人员有1人以上因飞行事故牺牲，或因飞行事故致伤在七昼夜内牺牲；飞机起飞后失踪。② 二等飞行事故：飞机报废；飞机严重损伤，其修复费用超过该型新飞机价格的60%，或修复费用虽未超过60%，但飞机未能达到规定性能指标；飞机迫降在水中、山区、沼泽地或森林中，不能运出。③ 三等飞行事故：飞机损伤后能够修复，其费用为该型新飞机价格的10%～60%，并能达到规定的性能指标。一、二等飞行事故统称为严重飞行事故。科研试飞中的事故等级参见科研试飞事故等级。

(2) 民用航空：在人员登上航空器准备飞行直至离开航空器为止的时间内，所发生的与该航空器运行有关的人员伤亡、航空器损坏的事件。国际民航组织将飞行事故划分为失事和事故两类。失事指造成人员伤亡、航空器破坏或失踪的事件；事故指尚未达到失事的严重程度，但是直接危及飞行安全操作和使用的事件。中国民航根据伤亡人数的多少、航空器损失损坏程度将飞行事故分为三个等级：① 特别重大事故；② 重大事故；③ 一般事故。

（撰写：李玉璞　孟昭蓉　审订：李志强　杨春生）

feixing shigu yixue diaocha

飞行事故医学调查　medical investigation of aircraft accident　医学人员从医学角度调查飞行事故。目的是查明事故原因、发现航空活动中存在的问题，提出预防措施。主要任务是：(1) 查明造成飞行事故的医学原因(包括生理、心理、药理、病理等因素)；(2) 检查与分析乘员致伤致死原因；(3) 评价防护救生装备性能；(4) 找出飞行卫生保障工作中存在问题并提出预防和改进措施。主要工作内容有：(1) 现场调查并收集乘员尸体和遗物；(2) 验明死者身份；(3) 遗体尸检及生化检查；(4) 抢救受伤的幸存者；(5) 调查乘员健康情况(飞行前和飞行中的情况)；(6) 调查个体防护装备使用情况；(7) 实验室事故重建。　（撰写：陆惠良　审订：袁修干）

feixing shiyan

飞行试验　flight test　简称试飞。飞机、发动机、机载设备及机上各系统在真实的飞行条件下进行的各种试验。通过试飞，借助各种精确的测试手段可获得实际试验数据和知识、探索未知的飞行现象，验证新的航空技术、方案和原理，鉴定航空产品是否满足规定的战术技术要求或适航标准。

飞行试验按其性质可分为研究性飞行试验和型号飞机飞行试验。研究性飞行试验一般不以某一具体型号飞机为研究对象，而侧重于基础理论和应用技术的探索、验证；有时也针对某新一代型号飞机要求进行特定的专门技术的研究。研究性飞行试验通常用专门研制的研究机(如美国X系列飞机)或用现役飞机改装的专用飞机(如变稳飞机等)进行。历史上不少重大航空技术是由专用的试验机或研究机的研究性飞行试验突破的。世界上一些航空技术发达国家专门设置有研究性试飞机构，如美国NASA所属的飞行研究中心、英国国防部评审中心的飞行试验部等。型号飞机飞行试验是以型号产品(飞机、发动机、机载设备和机上各系统)为试验研究对象，侧重于其性能和可靠性的试验和鉴定。通常按任务性质又可分为：调整试飞、鉴定(或合格审定)试飞、使用试飞。型号飞机试飞是新型号产品研制的重要阶段，涉及面广、技术复杂、风险性较大，且往往周期长，耗资也大。

飞行试验的实施，首先应制定飞行试验大纲。按大纲试验内容提出技术要求、对改装的试验研究机应制定试飞改装

技术条件和试飞改装电气原理图；按改装方案在机上加装测试设备，改装被测对象的结构（对于专用的试验研究机，一般在设计、研制和生产时都已考虑了结构的可更改性）。飞行试验时，按试飞任务单由经过专门培训的试飞员，或由试飞员和试飞工程师进行试飞。

（撰写：张克荣　修订：沙长安　审订：屈见忠）

feixing shiyan dagang

飞行试验大纲　flight test program　简称试飞大纲。组织实施飞行试验的纲领性技术文件。它既是编制飞行试验改装技术条件、试飞任务单等试飞文件和制定与试飞有关的各种技术指令的主要依据，又是评价飞行试验是否达到预期目标、检查技术效果的尺度。试飞大纲一经批准不得随意变动，具有法规性质。典型的试飞大纲内容有：制定大纲的依据；飞行试验的目的和意义；被试对象及其特点简述；试验内容和要求；试验总方案；飞行试验和地面试验（含实验室模拟试验）方法；测试方法及数据处理方法说明；测试参数清单及精度要求；飞行试验起落安排（试飞项目及简要内容和具体技术要求等）；试验时间流程图或网络图；地面及飞行试验的技术难点，以及保证飞行安全的组织和技术措施；试验限制数据；协作关系；地面及飞行试验结果的提供方式等。

飞行试验大纲参照国家有关规定，结合具体被试对象，按设计单位编制的“飞行试验任务书”或航空产品鉴定主管部门下达的技术要求，由试飞实施单位负责制定。

（撰写：陈启顺　修订：张克荣　审订：屈见忠）

feixing shuju caiji danyuan

飞行数据采集单元　flight data acquisition unit (FDAU)　又称飞行参数采集器。对飞机的参数信号进行实时采集、调理和处理的机载电子设备。它既具备将飞机上的模拟信号、离散信号、数字信号和总线信号进行采集的接口，又具备与飞机的飞行数据记录器 (FDR) 连接的接口，还具有与机载其他系统间进行数据交换的能力。它专门用于实时采集、调理和处理飞机的飞行状态信息和来自飞机上各重要系统的信息，并对所采集的飞行数据信息进行传送和控制。所采集的信息存储于飞行数据记录器中，经地面飞行数据回放与分析系统处理后，可为飞行训练考核、飞机故障诊断与维护、分析调查飞行事故原因提供依据，已普遍应用在各种军民用固定翼飞机和旋翼机上。　（撰写：伍奇贤　审订：蒋有达）

feixing shuju guanli xitong

飞行数据管理系统　flight data management system (FDMS)　又称飞机数据综合管理系统 (aircraft integrated data system, AIDS)。是机载数据的中心集线器和数据分析管理中心。具有机载数据采集处理、数据加载、数据存储、数据显示、数据链传输接口的强大功能，同时还具有强大的地面数据信息挖掘利用功能。它实现了对飞机各系统数据的统一管理与信息的综合分析利用，可为飞行训练和培训部门提供飞机被如何操纵及对飞行质量进行评估的信息；为飞机维护和修理部门提供各专业所需的维护信息；为指挥和管理部门提供飞机安全性评估，制定有效的飞行任务和训练作业计划信息；为飞行事故调查部门提供鉴定分析意外事件和事故的信息；为飞机设计部门提供飞机改进、改型设计的数据信息；为远程的决策和专业部门通过与飞机数据链的接口传输所需的飞机状态数据信息。它已经成为飞行数据管理的发展方向，并且在国外先进的军民用飞机上开始应用。

（撰写：伍奇贤　审订：蒋有达）

feixing shuju jiluqi

飞行数据记录器　flight data recorder (FDR)　又称飞行参数记录器。具有坠毁幸存能力的机载数字式数据记录设备。它专门用于实时接收和记录来自安装在飞机上的飞行数据采集单元传送的数据信息。所有被记录的数据必须是真实、完整的，并且能够被安全可靠地保存下来。记录时间不少于 6 小时，记录容量一般不小于 8 Mbyte（不采用数据压缩情况下）。所记录的信息经地面飞行数据回放与分析系统处理后，可为飞行训练考核、飞机故障诊断与维护、调查分析飞行事故原因提供依据。现已普遍应用在各种军民用固定翼飞机和旋翼机上。　（撰写：伍奇贤　审订：蒋有达）

feixing sudu

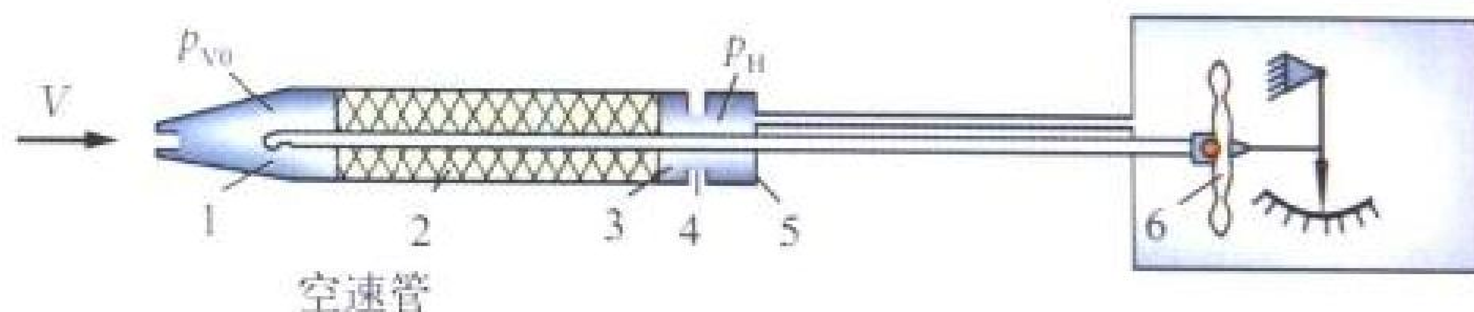
飞行速度　flight speed　航空器在飞行中单位时间内所飞的距离。飞行速度是航空器重要的飞行性能指标之一。飞行速度可以有以下几种分法：⑴ 按空气压缩性影响分为亚声速飞行速度（$M=0.3\sim0.8$）、跨声速飞行速度（$M=0.8\sim1.4$）、超声速飞行速度（$M=1.4\sim5.0$）、高超声速飞行速度（$M>5.0$）；⑵ 按以水平面飞行可分为最小速度、最大速度、巡航速度；⑶ 按以垂直平面飞行可分为离地速度、上升速度、下降速度、接地速度，另外，还有最大航程速度和最大航时速度；⑷ 按测试和修正方式可分为表速、空速和地速。通常说的飞行速度指的是空速。

（撰写：邵箭　修订：李志强　审订：赵杰）

feixing sudu celiang

飞行速度测量　flight speed measurement　飞机飞行速度的测量。飞行速度通常是表速、真速、空速、地速的统称，由机载测量或地面测量两种途径获得。

机载测量用空速表实现（见图）。空速表的敏感元件——压力膜盒与空速管的气动系统相连接，直接测量空速管总、静压室感受的总压（p_{V0}）和静压（p_H）之差，该压力差通常称为动压（q）。真速（V）和动压（q）之间并非单值函数关系，而是动压（q）、飞行高度上的大气压力(p_H)和密度（ρ_H）的函数，即 $V=f(q, p_H, \rho_H)$；但在空速表刻度时，通常人为地



空速表的原理图

1—总压室；2—加温室；3—静压室；
4—静压室与大气的连通口；5—空速管壳体；6—压力膜盒

用海平面标准大气的 p_0 和 ρ_0 代替函数关系中的 p_H 和 ρ_H，即令 $p_H=p_0=101.325$ kPa，$\rho_H=\rho_0=1.2250$ kg/m^3，使速度（V）与动压（q）呈单值函数关系。空速表就是根据这种条件刻度的。其宽指针指示的读数称为表速。表速在修正了仪表误差、延迟误差、位置误差、压缩性修正量及密度比后即得真速。

地面测量可用光学经纬仪或雷达等测出飞机空间位移与时间的关系，然后算出地速，再修正风速后，获得真速。

（撰写：严京林　审订：张克荣）

F

F

feixing tanshe shiyan

飞行弹射试验 ejection test in flight 研究和鉴定弹射救生系统的一种飞行试验。主要研究和鉴定飞机在平飞和机动飞行（俯冲和倒飞等）状态下弹射救生装置及其分系统和部件的性能，验证地面试验（图1）和理论计算结果，为设计和定型提供依据。飞行弹射试验（图2）在试验靶场上空用专门的弹射试验机进行，一般用假人代替驾驶员，用电击发方式代替驾驶员操作。用遥测系统、电影经纬仪、伴飞高速摄影机和雷达等多种测量手段获取各种性能数据，如弹射过载、气流制动过载、旋转角速度、开伞程序、开伞动载、运动姿态和轨迹等。试验时（特别是在机动飞行状态下进行弹射试验）有一定的风险性，试飞员应了解弹射对试验机的影响并掌握相应的驾驶技术。试飞员和伴飞摄影员应了解被试对象可能出现的危及飞行安全的情况并制订相应的处置方案。有时进行动物弹射试验，非常必要时进行真人弹射试验，实际体验弹射时的感受，以全面评定弹射救生装置的性能。



图1 弹射试验台



图2 飞行弹射试验

（撰写：丘 平 修订：冈武民 审订：张克荣）

feixing tanshe zuoyi

飞行弹射座椅 flying ejection seat, flyaway ejection seat 简称飞行座椅。弹射离机后利用座椅上的专用飞行动力和升力装置进行飞行或滑翔的弹射座椅。1969年美国"乘员逃生和营救能力计划"，要求弹射座椅弹射离机后能操纵飞行，以选择适宜的着陆区域和避开敌占区。飞行结束后人椅分离，乘员乘救生伞降落。20世纪70年代起出现伞翼飞行座椅、帆翼飞行座椅、刚性翼飞行座椅、旋翼飞行座椅。有的飞行座椅能在300 m以上高度平飞的飞机上安全弹射，在1 km高度以185 km/h速度飞行93 km。因结构复杂、体积和重量增加太多、救生性能包线小、可靠性低，故均未获应用。伞翼飞行座椅以伞翼作升力装置。伞翼叠放于椅背后，弹射离机后按预定程序由稳定伞拉出，展开，同时点燃发动机进行飞行或滑翔。乘员通过调节伞翼纵向和横向角进行飞行控制。帆翼飞行座椅以帆翼作升力面，弹射离机后由稳定伞将叠于椅背后的帆翼、机身、尾翼拉出并展开，形如小飞机，同时点燃位于椅盆下的发动机。乘员如操纵飞机一样实施飞行控制。刚性翼飞行座椅以刚性金属翼作升力面，原理与帆翼飞行座椅类似。旋翼飞行座椅由一小功率涡轮风扇发动机带动旋翼产生升力及推力使人椅系统飞行，装机时旋翼等折叠在椅背后。弹射离机后稳定伞展开并拉出旋翼，然后由燃爆系统按一定程序将发动机、旋翼和垂尾拉至飞行状态，并立即点燃发动机进行飞行。乘员可操纵旋翼和垂尾进行飞行控制，也可自动控制。（撰写：高闻天 审订：袁修干）

feixing xiaoshi

飞行小时 flight hour 驾驶员在空中飞行时间的总和，也表示飞机在空中飞行时间的总和。对于驾驶员，飞行时间越长，说明驾驶员越成熟、技术高、经验多、处理特殊情况的能力强。驾驶员在空中飞行时间是从飞机起飞开始滑跑的时刻记时，到飞机着陆时主轮接地的瞬间时刻终止。每次飞行时间加起来，就是驾驶员的飞行小时。积累飞行小时不容易，尤其是歼击机、强击机和截击机的驾驶员更不容易，这些飞机耗油量大，留空时间短。运输机、轰炸机等飞机的驾驶员，飞行小时要相对多一些。对于飞机，飞行小时是飞机使用经历的一个重要数据。在维修中按飞机的飞行小时等安排飞机定检、大修和报废等。

（撰写：李玉璞 审订：李志强）

feixing xingneng

飞行性能 flight performance 又称飞机性能。飞机基本运动的特性和能力的表征。飞行性能主要涉及飞机质心的运动，属于一般力学的质点动力学研究范畴。可以按照不同方式进行划分：按飞行阶段特点，飞行性能包含起飞—着陆性能、爬升—下滑性能、巡航性能、机动性能等，又可分成点性能和积分性能（和时间变化有关）。在飞机设计部门，飞行性能是总体设计的主要工作内容之一。在标准大气状态下的飞行性能数据是评价和比较飞机经济性、适用性、先进性的主要依据之一。对飞行性能的要求是飞机的使用技术要求和战术技术要求的核心内容，一般由使用部门提出，由设计和生产部门给以满足。飞行性能数据可由理论计算方法和飞行试验方法获得，后者是最后验证的飞行性能。决定飞机质心运动的是作用在飞机上的外力，包括重力、发动机推力、空气动力。因此，高强度轻质量的结构、大推力低油耗的发动机以及良好的气动外形，是保证飞机具有优越飞行性能的前提。随着机载设备的发展和系统综合技术的提高，飞行管理系统（FMS）和战术飞行管理系统（TFM）给发挥飞机飞行性能潜力提供了有效的手段。（撰写：金长江 审订：肖业伦）

feixing xingneng huansuan

飞行性能换算 flight performance reduction 飞行试验在实际大气条件和实际使用条件下测得的飞行性能数据换算成标准条件下的飞行性能数据。飞行试验测得的飞行性能数据

取决于当时的实际大气条件（如大气温度、压力、密度等）和实际使用条件（如发动机工作状态、飞机重量、飞机构形等），而实际大气条件和实际使用条件是经常变化的。为了比较同一类飞机或不同飞机的飞行性能或鉴定飞机飞行性能，必须将实测的飞行性能，按照一定的准则，换算到标准条件下的飞机飞行性能数据。标准条件一般为：⑴ 大气条件：采用标准国际大气条件。⑵ 使用条件：发动机状态应选择对该型飞机最有意义的工作状态；飞机重量应选择对该型飞机的飞行性能影响最有意义的重量；飞机构型应对不同的外形（如收、放减速板和襟翼情况，带外挂情况）分别测定其飞行性能，但使用条件均应与设计状态相对应。换算条件采用等气压高度条件。

由实际条件向标准条件换算的方法有：⑴ 利用工作状态的相似原理，确定飞行条件和飞行性能之间变化关系的特性曲线网，进行换算，如转速法；⑵ 用微分修正量法，利用飞行性能和飞行条件之间变化的微分关系式，对实际值进行修正和换算，如锯齿法。在实际使用中，往往是上述两种方法同时使用，如加速法。换算方法的具体选择应根据飞机和发动机的型别、各种资料和地面试验数据的完整性而定。

（撰写：李志强　修订：张克荣　审订：屈见忠）

feixing xingneng shifei

飞行性能试飞　flight test of flight performance　用给定的试飞方法在实际飞行条件下测试飞机的飞行性能。试飞方法有加速法、转速法、盘旋法、微分修正量法、等量高度法、锯齿法、连续爬升法、综合特性线法等。将实际飞行条件下测得的性能数据换算为标准大气条件（如温度、压力、密度等）和使用条件（如发动机工作状态、飞行重量、飞机气动外形等）下的标准性能，并用以评定飞机的战术技术性能或适航性能，作为编制使用手册或定型、取证的依据。通常，飞机性能试飞主要包括最大平飞速度、爬升性能（最有利爬升速度、最大爬升率、最有利爬升时间）、机动性、航程和续航时间，以及起飞着陆性能等。

（撰写：严京林　修订：张克荣　审订：屈见忠）

feixing yibiao

飞行仪表　flight instrument　指示飞行器在飞行中运动参数（包括线运动和角运动）的仪表，驾驶员凭借这类仪表能够正确地驾驶飞机。它从原理上分有 3 类：⑴ 利用大气数据的仪表有：空速表、高度表、马赫数表、升降速度表（垂直速度表）、迎角表、大气温度表和大气数据计算机等。⑵ 利用陀螺特性的仪表有：指示飞机飞行姿态俯仰角和倾侧角（滚转角）的陀螺地平仪、指示飞机绕 3 个机体轴转动角速度的角速度传感器和转弯仪、指示飞机航向变化的陀螺方向仪、指示磁航向的陀螺磁罗盘以及始终保持水平位置（与飞机角运动无关）的陀螺平台等。⑶ 利用物体惯性的仪表，如测量飞机沿 3 个机体轴运动的线加速度的加速度表和惯性导航系统。到 20 世纪 80～90 年代，这些仪表大都集成在一个组合仪表内，称为主飞行仪表（primary flight display，PFD）。　（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

feixingyuan

飞行员　pilot　又称驾驶员。飞机或其他航空器的驾驶员。主要负责操纵飞机或其他航空器。飞行员是一种特殊职业，飞机在三维空间运动，速度大，状态变化快，遇到险情难以得到其他飞机和地面人员的直接帮助。有的驾驶员还有作战任务，这样，飞行员就应该有较强的判断能力、应变能力和勇敢顽强的精神，还要有高度的组织性和纪律性。多座飞机分正、副驾驶员，正驾驶员一般担任机长。单座飞机的飞行员除了操纵飞机以外，还要负责领航、通信、射击等任务。

（撰写：蒋德秋　审订：李志强）

feixingyuan dengji

飞行员等级　experience level of the pilot　飞行员按其技术水平和作战能力划分的等级。军机飞行员可分四个等级：特级、一级、二级和三级。评定飞行员等级的条件有：总飞行时间；飞过几种气象；完成任务能力和作战能力；完成训练大纲情况；理论水平；有无因本人操纵错误造成等级飞行事故等。在特级飞行员评定时，强调在作战、训练、科研试飞、飞行安全等方面贡献突出者，可以不受其他条件限制。评定飞行员等级是一种积极措施，它可以促进驾驶员积极上进，努力提高飞行技术水平和作战能力。其他飞行人员、如领航员、通信员、射击员，航校飞行教员、领航教员、通信教员、射击教员和空中机械师，也评定相应的飞行等级。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

feixingyuan gongzuo fuhe

飞行员工作负荷　pilot workload　飞行员在完成飞行任务中，肌体对飞行任务要求和环境影响等所引起操纵质量、功能反应和主观感觉变化的总合。一般认为飞行员工作负荷主要为脑力负荷因素，是工作的要求、飞行员的应对能力、应对的代价和工作标准的复杂交织因素。它与环境条件、工作难易程度、飞行员的能力和功能状态等因素有关。近十余年，由于飞机性能、武器装备及电子技术的进步，要求战斗机飞行员接受大量信息并迅速作出反应，工作负荷已接近人的耐受极限。飞行员工作负荷的评定是为了解决人机系统的功能分配和可靠性问题，重点是解决工作负荷测量的理论和方法。工作负荷测量涉及认知心理学、神经生理学和信息处理等多种学科。主要测量方法包括主观评定、剩余工作能力测量、主任务分析和生理学测量等。

（撰写：张利民　国洪章　审订：袁修干）

feixingyuan xinli xuanba

飞行员心理选拔　pilot psychological selection　采用心理学方法选拔飞行员。选拔具有适合从事飞行职业心理品质的人员，以求人一机一环境系统的最优化，始于第一次世界大战。心理学检查方法主要有纸笔测验、仪器测验、面试、集体活动观察、练习器操作和带飞观测等。主要检测的心理品质包括：空间认知能力，肢体协调运动能力，反应速度，操作动作的精确性，性格的稳定性与灵活性，注意分配、转移能力，记忆能力，思维决策能力，飞行动机，情绪稳定性，性格特征等等。随着航空技术的发展和高性能飞机的出现，心理检测内容突出了在严格限制时间条件下的综合处理信息的能力。心理选拔在方法学上有分析观点和综合观点。前者力图找到飞行员所必备的心理品质的最佳范围，并制定可查明这些品质的各项具体方法和标准。后者是研究在整个飞行活动条件下的心理活动和行为特点，以及综合评价。今后将强调系统、动态、连续的观点，即心理选拔不仅用于招收飞行学员，而且贯穿于航空理论教育和飞行训练全过程，形成选拔与训练相结合的体系。（撰写：武国城　审订：袁修干）

feixing zaihe celiang

飞行载荷测量 flight load measurement 在实际飞行条件下对飞机结构承受载荷的测量。旨在验证载荷的理论计算和风洞试验结果，是飞机结构强度试飞内容之一。按军用飞机强度规范要求，分为 80 % 使用载荷的初期阶段飞行试验和 100 % 使用载荷的最终阶段飞行试验。主要方法有过载法、压力分布测量法和应变测量法。

过载法是将加速度传感器装于飞机重心处及其他指定位置上，测量飞机的重心过载和过载分布，计算出总的惯性载荷及其分布。

压力分布测量法是测量飞机表面的压力分布，计算出总的气动载荷及其分布。这种方法实施比较困难，但能获得所需的气动载荷分布。

应变测量法主要用于测量部件上的总载荷(气动载荷和惯性载荷的总和)。一般采用应变片法，根据受力分析，将应变片直接贴在结构的适当位置，并组成电桥。通过地面载荷标定，建立载荷方程，将飞行中测得的电桥输出值代入载荷方程，求得结构载荷。

(撰写：张克荣　修订：沙长安　审订：屈见忠)

feixing zaihepu celiang

飞行载荷谱测量 flight load spectrum measurement 在飞行条件下测量飞机承受的典型交变外力，并用统计方法得到载荷谱。旨在为结构设计和疲劳试验提供载荷条件。早期的飞行载荷谱测量，主要测量飞机的重心处过载 n_g 的变化，推算出全机的载荷谱。随着测量技术和设备的发展，现在广泛采用 VG(速度、重心过载)和 VGH(速度、重心过载、高度)记录仪进行实测。近来，又广泛采用多参数记录系统，除记录 VGH 外，还记录三向角速度、三向角加速度、舵面偏度、飞机迎角、侧滑角、发动机转速、飞机重量和重心等。由这些参数可更准确地确定载荷谱。在某些情况下，也可采用应变片法，经地面加载校准后在飞行中测出载荷，然后编制出载荷谱。 (撰写：沙长安　修订：屈见忠　审订：张克荣)

feixing zaosheng celiang

飞行噪声测量 noise measurement in flight 在飞行条件下(含地面开车时)测量飞机结构、机载设备以及乘员所承受的噪声的强度和特性。分飞机内部噪声测量和飞机外部噪声测量，旨在确定噪声的量级和特性。内部噪声指在飞机内部产生的和由飞机外部传入的噪声，包括驾驶舱、客舱、设备舱和货舱噪声；外部噪声指机体外表面承受和传播的噪声。通常使用传声器、放大器、记录器或声级计进行测量。

(撰写：沙长安　修订：张克荣　审订：屈见忠)

feixing zhendong huanjing celiang

飞行振动环境测量 vibration environmental measurement in flight 简称飞行振动测量。使飞机结构、机上设备和乘员位置处在真实使用条件下的振动环境中的飞行试验。旨在为编制设计和试验规范，制定有关标准，验证飞机结构、设备有无过度振动提供依据。为真实反映飞机的振动环境，在主要部位上，沿机体三个轴向布置足够数量的传感器。根据测量得到的振动的时间历程，经数据处理，最终以包线形式给出幅值谱或功率密度谱。

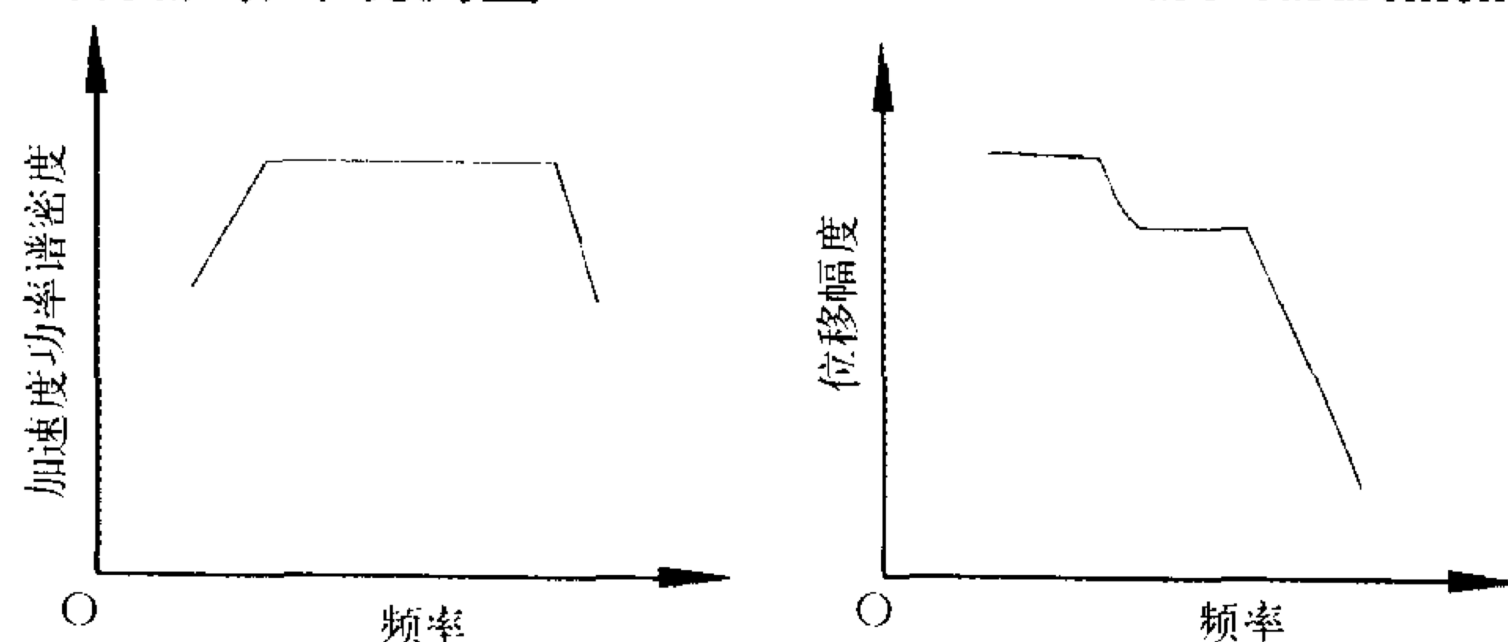


图 1 功率谱密度振动包线图

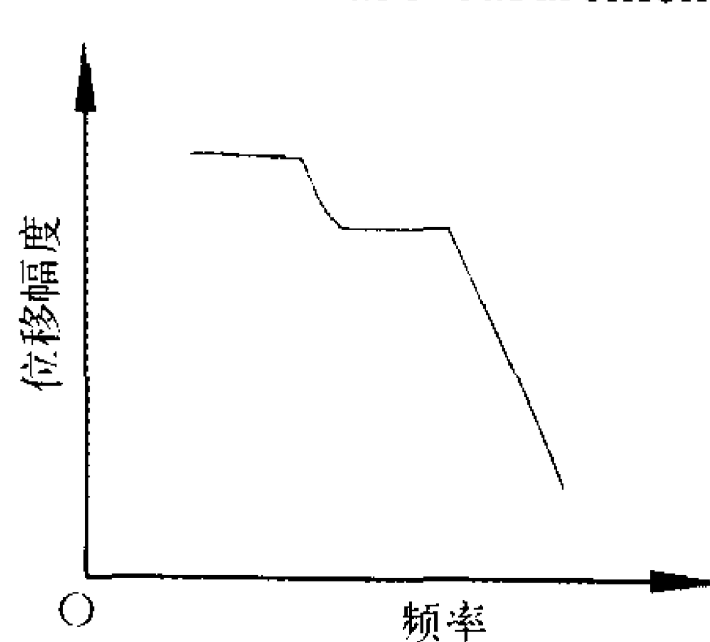


图 2 位移幅度振动包线图

(撰写：屈见忠　修订：沙长安　审订：张克荣)

feixing zhihui

飞行指挥 flight control 飞行指挥员具体指导飞行人员按预定计划遂行飞行任务的活动。飞行指挥的目的是，在飞行训练和任务飞行中，合理安排飞机的起飞、着陆顺序，减少延误和等待，提高飞机和机场的利用率，防止飞机与飞机、飞机与地面障碍物相撞以及误入禁区、炮射区、偏出走廊和飞越国界；保证飞行人员按预定计划安全、顺利地遂行任务。在战斗飞行时，为空中我机创造一切战术优势，确保先敌发现、占位攻敌。

飞行指挥可以根据任务性质分为概略指挥和具体指挥。概略指挥是指挥员只交待意图、通报情况，由驾驶员自主完成预定任务；具体指挥是由地面指挥人员直接控制驾驶员每一个动作，如飞行航向、高度、速度以及转弯时机等，直至完成任务。飞行指挥有指挥所飞行指挥、塔台飞行指挥、飞行管制室飞行指挥以及临空目视飞行指挥等。

(撰写：朱国新　修订：李忠孝　审订：周双全)

feixing zhihuisuo

飞行指挥所 flight control office 飞行指挥人员为实施飞行指挥和监控的机构。飞行指挥所一般在空军、海军航空兵等部队设立。它的主要职责是：(1) 掌握敌空军的行动征候及企图，了解周边国家及地区陆、海、空军情况。(2) 检查督促所属部队的战斗准备。(3) 准备和提供作战指挥所需的资料和建议。(4) 传达指挥员的作战命令和决心，检查督促部队贯彻执行。(5) 掌握所属部队之间及友邻部队的战斗协同。(6) 收集战斗简要情况，整理有关作战资料，总结工作经验。(7) 组织部队处理空中异常情况。(8) 指挥任务飞行与训练飞行。

指挥所设备通常有：(1) 人工系统设备，主要包括：空情标图板、飞行预报板、战斗登记板、天气实况登记板、指挥引导标图设备、雷达环视显示器、有线和无线电通信设备和警报器等。(2) 自动化系统设备，包括计算机中心和其他信息处理显示设备。

空军的各级指挥所可分为：基本指挥所、预备指挥所、辅助指挥所、空中指挥所和后方指挥所等。

(撰写：朱国新　修订：李忠孝　审订：周双全)

feixing zhihuiyuan

飞行指挥员 aircraft controller 组织实施飞行的具体组织者和指挥者，对完成任务和保证飞行安全起着重要作用的人员。飞行人员、飞行管制员经过理论学习、跟班实习、空中见习，具备指挥技能并符合相应的条件，经过空军团(含)以上首长检查(或考核)批准，方可担任飞行指挥任务。

飞行指挥员是本级指挥所(塔台)的本场次飞行的决策者和领导者，它对飞行实施和飞行安全负全责。他的任务是组织实施飞行四个阶段的工作。在飞行预先准备阶段，其任务是定下飞行决心，拟定飞行计划，布置任务，对各项工作的

准备情况进行检查。在飞行直接准备阶段，飞行指挥员的任务是，研究天气，了解飞行人员身体状况，了解过往飞机飞行情况及检查飞机、车辆、设备准备情况等。在飞行实施阶段，飞行指挥员下达开飞命令，按计划组织飞行实施，密切注视空中动态和天气变化，随时协助空中飞行员处置特殊情况。在飞行讲评阶段，飞行指挥员及时听取当日飞行和各项勤务保障工作情况的汇报，组织飞行人员总结讲评。

（撰写：朱国新　修订：李忠孝　审订：周双全）

feixing zhiyin xitong

飞行指引系统　flight director system　由飞行指引指示器和航道罗盘两个主要仪表提供指引信息的系统总称。它由这两个仪表及其信息源以及计算机等组成。信息源有垂直陀螺仪、陀螺磁罗盘、伏尔导航系统的导航接收机、测距接收机和仪表着陆系统的接收机等。信息给定装置有航道选择信息和方位选择信号的给定装置等。各种信息调理器和信息变换器完成各种信息的调理（如放大等）与变换（例如将计算机输出的信息变为送给伺服放大器的信息和将各种信息源输出的信息变为输给计算机的数字信号等）。飞行指引系统的主要特点是：由飞行指引计算机利用上述各种信息计算出两个主要仪表所需的各种指令信号；而其告警信号则分别提供：垂直陀螺仪除输出俯仰角、滚转角信息外，还输出给陀螺告警旗的信息；计算机告警旗的信息由计算机提供。陀螺磁罗盘告警旗的信息由陀螺磁罗盘提供；有的还有电源告警信息等。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

feixing zhuangtai canshu

飞行状态参数　parameters of flight status　表征飞机飞行中各种状态参数的总称。表征飞行高度的参数有绝对高度（海拔高度）、真实高度、相对高度、标准气压高度等。表征线速度的参数有真空速、马赫数、升降速度（垂直速度）与地速等。飞机的线加速度一般都用沿某种坐标系 3 个坐标轴的加速度分量来表示。常用的坐标系有地平坐标系、惯性坐标系与机体坐标系等。飞机运动的角速度与角加速度一般都用绕机体坐标系 3 个坐标轴的角速度分量与角加速度分量来表示。表征气流速度向量与翼弦之间的夹角为迎角；和飞机机体坐标纵轴之间的夹角为侧滑角。表征飞机重心运动轨迹方向的参数有航迹倾角（飞行速度方向与地平面的夹角，它为正时称爬高角；它为负时称下滑角），航迹偏角（地速方向与给定航迹方向的夹角），航迹角（地速方向与地理子午线的夹角）。表征飞机姿态（飞机纵轴与横轴相对地平面的角位置）有俯仰角、滚转角。表征飞行方向的航向角，按计算航向的不同参考线，有真航向角、磁航向角、大圆航向角、电台航向角与天体航向角等。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

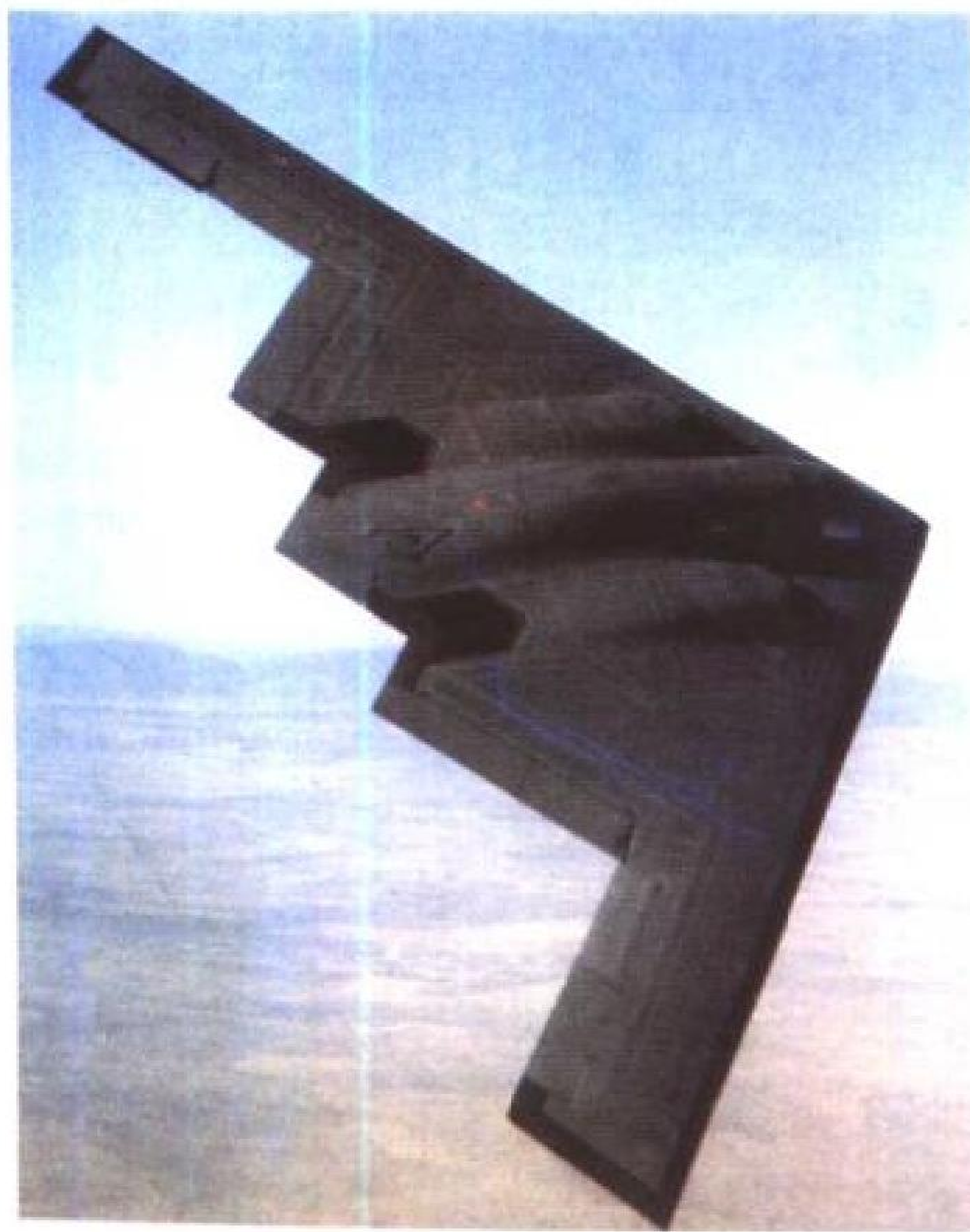
feixing zuidi qixiang tiaojian

飞行最低气象条件　marginal operation weather conditions, minimum flight meteorological condition　为保证飞行安全和完成任务所要求的气象方面的最低限制条件，是飞机起飞着陆和飞行的最低天气要求标准。一般可分为航站（机场）天气标准和航线天气标准两种，主要包括：云量、云高、水平能见度、风向、风速、雷雨、飞机积冰和飞机颠簸等。其具体数值，根据机种性能、机场净空条件和着陆设备，以及飞行人员的技术水平和任务的情况来确定。

（撰写：王吉昌　审订：薛顺来）

feiyishi feiji

飞翼式飞机　flying wing　采用飞翼式布局的飞机。飞翼式飞机没有机尾，机身与机翼融为一体，飞行时的升力大、阻力小、升阻比高。此外，飞翼式飞机所承受的全部重力基本上是沿展向分布的，与机翼的气动载荷分布情况基本一致；而不像普通飞机那样，重力主要集中在飞机中部，机翼要承受很大的弯曲载荷，因此，结构重量也比较轻。此外，



美国研制的B-2飞翼式轰炸机

由于没有垂尾，有利于提高飞机的隐身性。早在 20 世纪 20 年代，人们就已经认识到了飞翼式飞机的一些优点，德国的亚历山大·利比肖设计了一种称为“RRC三角翼”的飞翼式飞机，全机为三角形，在后面装一台推进式发动机，垂尾装在两个机翼的翼尖上。1930 年这种飞机试飞时未达到预期效果。20 世纪 40 年代后，美国先后研制了 YB-35 和 YB-39 飞翼式轰炸机，但是由于飞机操纵困难、机体振动严重等原因最终放弃。进入 70 年代以后，随着主动控制技术的日趋成熟，飞翼式飞机在操纵上所存在的问题得到了比较好的解决，美国研制成功了采用飞翼式布局的战略轰炸机 B-2（见图）。

（撰写：赵群力　审订：任源博）

feidingchang kongqi donglixue

非定常空气动力学　unsteady aerodynamics, nonsteady aerodynamics　研究随时间变化的空气动力的分支学科。它是研究航空器飞行中动力稳定性和动力响应（动气动弹性力学）必不可少的基础，通常分为非定常空气动力计算和非定常空气动力试验两个方面。由于要在不同频率或时刻下计算，计算工作量大，是非定常空气动力计算的特点。非定常空气动力试验，则要使用适合于不同频率范围的激励和测量手段。

（撰写：管　德）

feidingchangliu

非定常流　unsteady flow　流场中任一固定点的任一个流动参数随时间而变化的流动。有的非定常流可通过适当选择参考坐标系而变为定常流，因而不能看作真正的非定常流。以飞机在静止空气中等速平飞的情况为例，在固连于地面的参考坐标系中，空气的流动是非定常的；在固连于飞机的参考坐标系中，它是定常的。只有在飞机速度随时间而变化的情

况下，对飞机的绕流才是真正的非定常流。在飞机设计中，会遇到许多属于非定常流的重要问题，如颤振、抖振、突风、飞行中的动态响应、特技飞行和动稳定性问题等。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

feihangkongdianzi guanli xitong

非航空电子管理系统　non avionics management system (NAMS)　对非航空电子设备实施管理的子系统。用来对发动机、燃油、电气、液压、机械、环境控制等非航空电子系统进行实时监视与控制，包括管理它们的机内测试过程，采集其故障数据，送系统显示器进行显示，使对这些设备的管理更加合理，从而提高效率和可靠性。同时通过本部件，航空电子系统可以为维修人员提供数据记录，为地勤人员提供维护监控功能，还可与有关地面支持设备相接口。

（撰写：陈若玉　审订：顾世敏）

F

feishouhengxing fangcheng

非守恒型方程　equation in nonconservation form　见守恒型方程。

feixianxing lilun

非线性理论　nonlinear theory　物理学与工程科学中在建立最后控制方程时，不做全部参数间的关系为线性的假定，在部分参数或全部参数间采用更贴近实际的非线性关系，这样导出的最后控制方程是基本未知数的非线性代数或微分方程，这种理论称非线性理论。此理论与线性理论相互对应。在固体力学中有三个基本方程加上合适的边界条件构成了控制方程。它们是本构、几何运动及平衡方程。平衡方程对线性与非线性理论的使用无本质区别。本构方程描述固体材料各物理参数，如应力、应变、应变率、载荷作用历程、温度、损伤等参数间的关系。非线性理论与线性理论不同，认为它们之间或部分参数（如应力与应变）之间为非线性关系。这样，本构方程为非线性，并导致控制方程为非线性。这类非线性称材料或物理非线性。几何运动方程描述物体的位移与应变间关系，在大变形、大转动、大应变情况下它们之间呈非线性关系，而且物体受载变形各时刻平衡关系是建立在变形后结构形状上的。这样，几何运动方程为非线性，并导致控制方程为非线性。第三类非线性是边界条件的非线性，在某些条件下边界条件在求解前是未知的，它们是求解的结果，这也导致控制方程的非线性。这类非线性主要表现在静、动态接触和冲击等问题上。当然同一待求解的问题有可能包括上述两三种非线性，通常称综合非线性问题。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

feizhengchang gongdian

非正常供电　abnormal electrical power　供电系统在局部故障（如配电线或馈电线对机体短路）条件下向用电设备提供特性降级的电能的工作状态。此时电压和频率会有较大的扰动，保护装置将提供保护，用电设备电源特性有所下降，但应满足非正常工作时的供电特性要求。故障切除后，非正常供电状态结束。

（撰写：沈颂华　周全发　审订：杨燕生）

feizhouqi zhendong

非周期振动　nonperiodic vibration　见周期振动。

feishi gongyang xitong

肺式供氧系统　demand oxygen system　按人体生理呼吸节拍实施供氧的系统。氧气自氧气瓶经氧气开关、氧气减压器、肺式氧气调节器、氧气软管至供氧面罩（或加压头盔）。吸气时，面罩呼气活门关闭。面罩吸气活门及调节器肺式活门打开而供氧，呼气时，调节器及面罩内腔压力升高使肺式活门及吸气活门关闭而停止供氧，呼气活门打开排出呼出气。氧气示流器唇片在供氧时张开，供氧停止时合拢，指示供气系统工作状态。供呼吸的气体是纯氧或氧气和空气的混合气。混合气的含氧百分比根据人体生理要求由氧气调节器按高度自动调节。为避免外界空气渗入面罩内腔降低含氧浓度，面罩内维持 15～45 Pa 小余压。为减小系统吸气阻力调节器肺式活门应有一定的灵敏度，调节器主面罩的导管应具足够的流通面积，长度尽可能短。

（撰写：陈年均　审订：袁修干）

feizuli

废阻力　parasite drag　除升致阻力以外的飞机阻力。由于升力而产生的阻力是属于必需承受的；而与升力无关的阻力是纯系阻碍飞机飞行的，故称为废阻力。

（撰写：刘秋爽　审订：朱一锟）

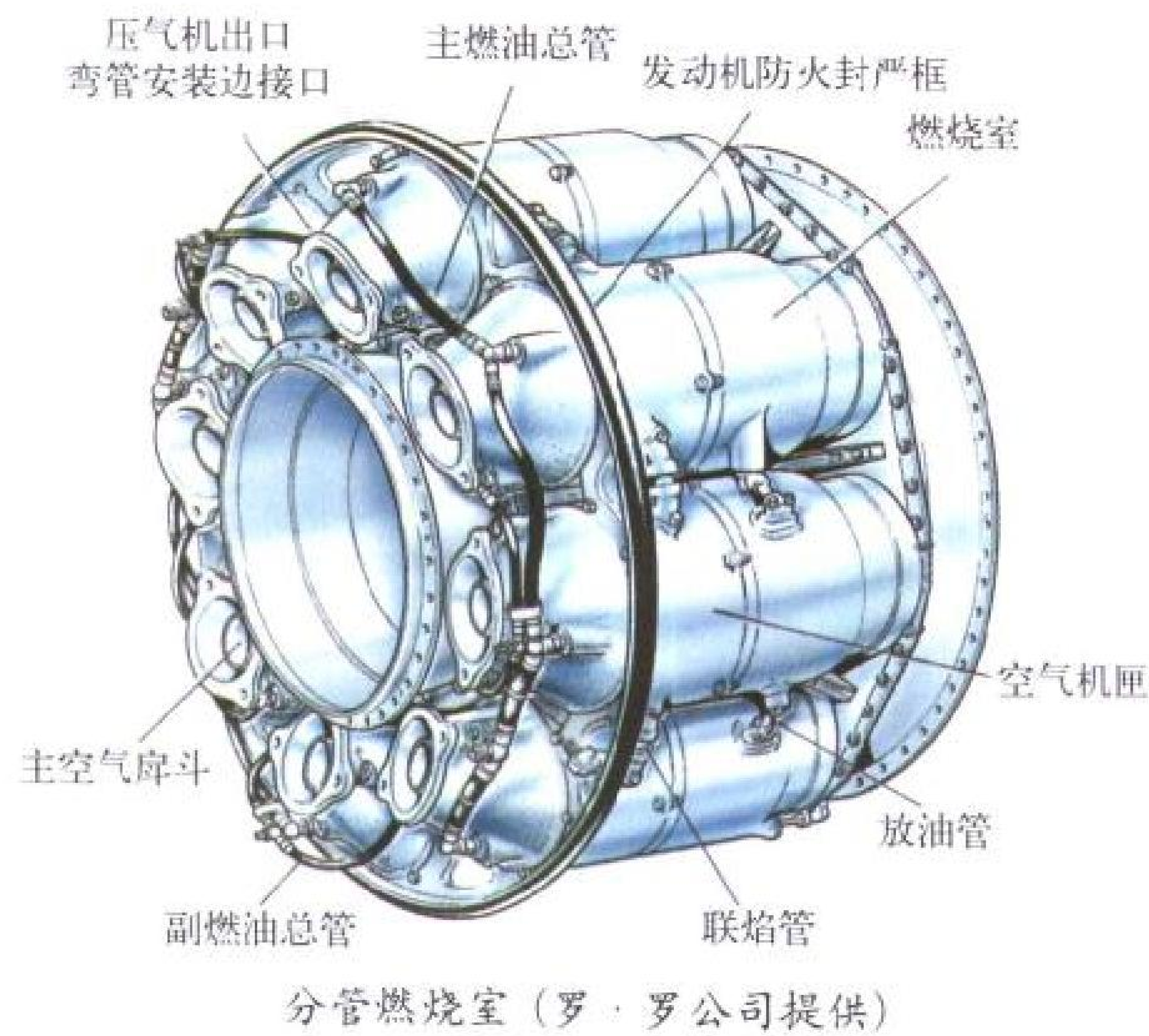
fenbu kongjing hongwai xitong

分布孔径红外系统　distributed aperture infrared system (DAIRS)　多个探测头（孔径）分布安装于飞机四周、用于完成导弹告警和目标搜索与跟踪等多种功能的一种新型多功能红外探测系统。主要由探测头（红外传感器）、中央处理系统和显示器组成。为覆盖球形空域，至少需要 6 个相同的探测头，每个探测头可提供大于 90°×90° 的视场。探测头固定安装于飞机上，不需要常平架。探测头由红外焦面阵热成像器件、深度制冷的密封循环冷却器、控制电路等组成。1K×1K 像元的红外焦面阵器件目前已可供应用。将来开发出室温下工作的器件将进一步简化结构并降低成本。中央处理系统接收来自探测头的输入，运行各种算法对热成像图像进行处理，以提高分辨率、增加探测距离、降低虚警率。显示器可共用多功能显示器。DAIRS 以一个系统提供多种功能，包括：导弹逼近告警、红外搜索与跟踪（IRST）、驾驶辅助、态势知晓、战斗破坏评估、武器投射支持。DAIRS 代表着光电系统设计思想的重要发展，也可应用于其他平台，如坦克、舰船、军用车辆等等。　（撰写：吕宗祺　审订：龚　诚）

fenguan ranshaoshi

分管燃烧室　tubular combustor, can combustor　又称单管燃烧室。使压气机出口气流分别流入若干个筒体内并且分别组织燃烧的装置。分管可有 7 ～ 16 个，每个分管燃烧室有自己单独的外壳和火焰筒。各相邻燃烧室之间用传焰管来互通火焰与均衡相互间气流压力，促使各分管燃烧室工作基本一致。分管燃烧室的优点是：(1) 燃料与空气流动容易匹配；(2) 只需要对单个燃烧室进行试验，可减少试验用油及空气耗量，显著降低研制费用；(3) 刚性好，强度大。其缺点是：(1) 未充分利用燃烧室可用环形截面，导致燃烧室内平均流速偏高而降低燃烧性能；(2) 将空气自压气机出口分股，而且燃烧室出口又合股进入涡轮，导致流动阻力增大，且不易调整出口温度的周向分布；(3) 全台发动机只有一两个火焰筒装点火装置，其余均靠传焰管传播火焰，以致高空点火特性差。特

别是，此种结构重量和迎风面积均大，在早期的航空涡轮发动机中采用较多，目前已很少采用。



分管燃烧室（罗·罗公司提供）

（撰写：张斌全　修订：吴文东　审订：王洪铭）

fenjie jiancha

分解检查 disassembly inspection 将被检对象分解成更小的单元或基本装配单元，以获取被检对象状态情况信息的工作。其目的是根据机件磨损程度、缺陷情况判定被检对象和其上层机件的技术状态。这种检查方法能细微检查机件的内部状况，但所需要的费用较高，时间较长，往往还需要专门仪具，也可能引入早期故障，故只按规定用于必要的场合，一般在定期拆修、大修、某些试验鉴定时采用。

（撰写：耿荣生　审订：姬永兴）

fenli

分离 separation 边界层内的流体由于粘性作用消耗了动能，在压力沿流动方向增高的区域（逆压梯度区）中，无法继续沿着壁面流动而从壁面离开的现象。

边界层在层流状态发生的分离称为层流分离。边界层在湍流状态的分离称为湍流分离。在壁面附近，层流边界层的速度分布不如湍流边界层那么“饱满”，靠壁面的流体层的动能比湍流小，因此比湍流边界层容易分离。湍流分离的分离点比层流分离点靠后。一般，湍流比层流更加能够抵抗激波边界层干扰所引起的分离。

流动分离引起的后果是：物体的阻力增大，机翼的升力下降；涡轮、压气机、泵、螺旋桨等流体机械的效率降低。可以用各种边界层控制方法来防止或推迟边界层分离的出现。流动分离的研究是粘性流动问题的一个重要部分。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

fenli sudu

分离速度 separation velocity 对挂架投射和导轨发射有不同含义，分别为：

(1) 对挂架投射，表示悬挂物与挂架弹射机构的顶杆脱离接触瞬间所具有的速度，又称弹射速度（ejection velocity），是悬挂物弹道计算与分离安全计算的基本参数。

(2) 对导轨发射，表示导弹完全脱离发射装置瞬间相对于载机的速度，又称离轨速度、离机速度。分离速度通常根据制导系统对发射散布的要求和非均匀流场对导弹初始航迹的影响确定，直接影响初始发射误差和发射装置的选择。为保证载机飞行时的安全，用一个制动锁固定导弹的前滑块，防止导弹出现纵向运动。当发动机推力大于开锁力时，导弹才向前运动。开锁力的确定，以保证载机安全为准，但不能太大，通常由初始段推力曲线的合理设计来获得适宜的开锁力。

（撰写：刘国梁　汪丽珍　审订：王祖典）

fenli zuocang

分离座舱 crew escape module 又称弹射座舱。应急时能与飞行器机体分离，将乘员及座舱设备一起安全回收的座舱段。弹射时为免遭高速气流的伤害，20 世纪 50 年代末美国 B-58 和 B-70 飞机上采用过密闭救生舱，属封闭式弹射座椅，正常飞行时像敞开式弹射座椅，弹射时乘员定位束紧后，活动舱门关闭并密封增压，然后救生舱从飞机座舱中弹射出来，经过稳定、减速，整个舱用伞降落到地面。美国人 E. L. 霍福曼于 1932 年就提出分离座舱的想法，直到火药燃爆技术的发展使舱的分离有了可行途径，分离座舱才得到实际应用。1964 年美国在 F-111 飞机上采用了分离座舱。分离座舱除座舱部分本体外，还有分离切断装置、稳定翼面、火箭动力系统、程序控制系统、稳定回收伞系统、着陆缓冲装置等。舱的工作程序用弹射操纵手柄来起动，通过燃爆系统将操纵指令传输到各部件和分系统，按预定程序进行工作。首先将乘员定位并固定紧，接着用线状爆炸索将连接乘员舱体与飞机机身结构的连接板炸断，并断开主操纵系统和电子线路等其他各种系统，火箭发动机点火，将舱推离飞机，通过调整火箭发动机推力大小与方向来控制舱的俯仰和滚动。舱分离时由射伞枪射出稳定减速伞，以保持舱的稳定并加快减速。由带有高度和速度控制开关的延时器控制回收伞系统的展开，并重新调整吊带系统以保持良好的着陆姿态，舱的底部有着陆缓冲囊，着陆前自动充气以减小着陆冲击，还有水上飘浮和平衡的气囊，保持舱落入水中后的稳定和良好的飘浮姿态，以便安全打开舱门脱险。分离座舱具有零高度、零速度以及 $M=2.5$ 高速条件的救生能力。并为乘员提供舒适的安全保护环境，不需再穿戴附加的个人保护装备，实现了“穿衬衣”飞行，提高乘员工效。



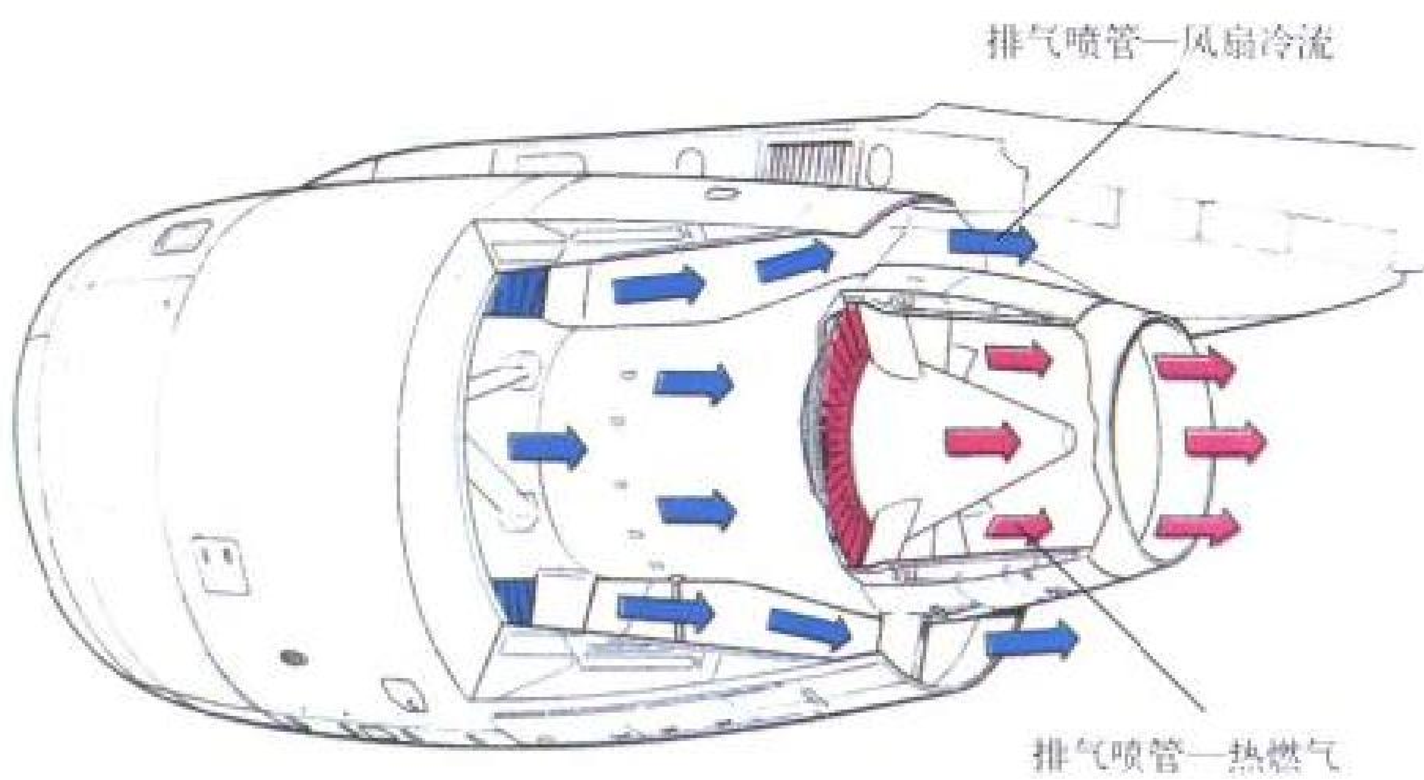
分离座舱

（撰写：肖　声　审订：袁修干）

fenliu penguan

分流喷管 separate nozzle 涡轮风扇发动机上内涵与外涵气流分别单独排气的喷管。通常由两个同轴布局的排气通道

组成，中间为内涵燃气气流喷管，外环形通道为风扇排气气流喷管。装有高涵道比涡轮风扇发动机的民航机和运输机上早期均采用分流喷管。分流喷管可避免内、外涵排气之间的相互影响。20 世纪 80 年代中期，在高涵道比涡轮风扇发动机中出现了外涵气流经掺混器流入内涵，两股气流混合后流出的整体喷管。在随后的十几年中，这种整体喷管已用于多种发动机。



分流喷管图（罗·罗公司提供）

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

fenqu suanfa

分区算法　zonal algorithm, domain decomposition method　又称区域分解法。根据流场中不同的局部特征将流场分成若干区域，在不同的区域中采用能反映该局部特征的主控方程，使用不同的数值方法或/和不同的网格，依次对不同区域的场进行求解，并通过一定的匹配法则对区域的流场在相邻区域的公共边界上进行匹配，实现全场模拟，这种算法称为分区算法。在结构网格中有对接网格和重叠网格两种分区算法技术，前者共享一个公共边界，后者相邻两区存在重叠区，需在重叠区中人工构作一个公共边界。在公共边界上相邻两区的解满足一定的匹配条件（或称内边界条件），以保证穿越公共边界的局域解收敛到真实解。两种分区算法各有其优缺点。　（撰写：朱自强　董海涛　审订：李椿萱）

fengche zhuangtai

风车状态　windmilling　又称自转状态。飞机在飞行中发动机自动停车或驾驶员拉停后，没有燃油供给燃烧室，发动机转子在迎面空气流的吹动下继续保持自转的状态。飞行马赫数越大，自转转速越大。（撰写：张　津　审订：陈大光）

fengdang

风挡　windscreen, windshield　驾驶舱内驾驶员正前方的透明整流保护装置。其作用是防止高速气流或鸟撞等直接伤害驾驶员人体，一般由有机玻璃及金属框架组成。风挡的尺寸和形状，根据满足驾驶员的视界和减小飞机飞行阻力的综合要求而定。风挡必须要有一定的抗飞鸟撞击的结构强度，军用飞机的风挡还应具有防弹功能。

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

fengdang chuyu xitong

风挡除雨系统　windshield de-raining system　又称风挡排雨系统。排除撞在风挡透明区外表面上的雨滴，或防止雨滴撞击透明区，保证飞机在降雨气象条件下飞行安全的防护设备。常用风挡雨刷、防雨剂、外喷热气及其组合等方法。风挡雨刷系统由动力源、传动机构、控制开关及雨刷组件等组成。动力源有液压式和电动式两种，液压式结构较复杂，维护麻烦，使用中可靠性较差，现已渐被淘汰。防雨剂系统有两种形式：⑴ 用一个预增压容器贮存防雨剂者，称封闭系统（图 1）；⑵ 用一个有外部压力源的容器贮存防雨剂者，称半封闭系统（图 2）。由时间继电器控制电磁活门的开启时间，将定量防雨剂周期性喷洒在风挡防护表面上。外喷热气系统（参见风挡防冰）所需热空气的流量与降雨强度、喷嘴结构、风挡外形及除雨面积等有关，目前尚不能通过理论计算来确定。风挡除雨系统应能在飞机所有飞行速度和飞行高度范围内，为驾驶员提供所必需的风挡透明区范围和清晰度。

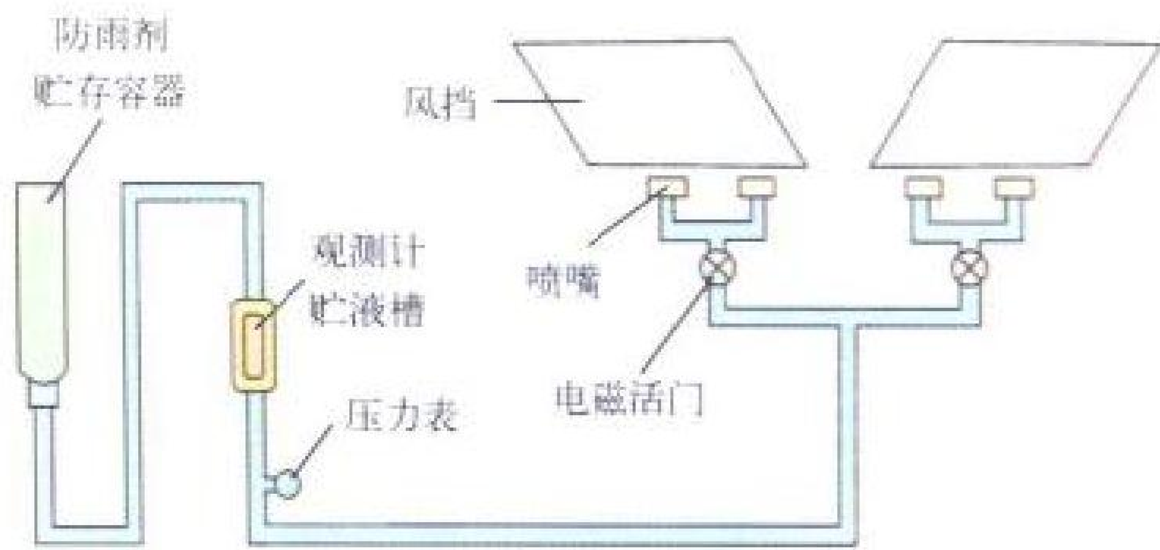


图 1　封闭式防雨剂系统

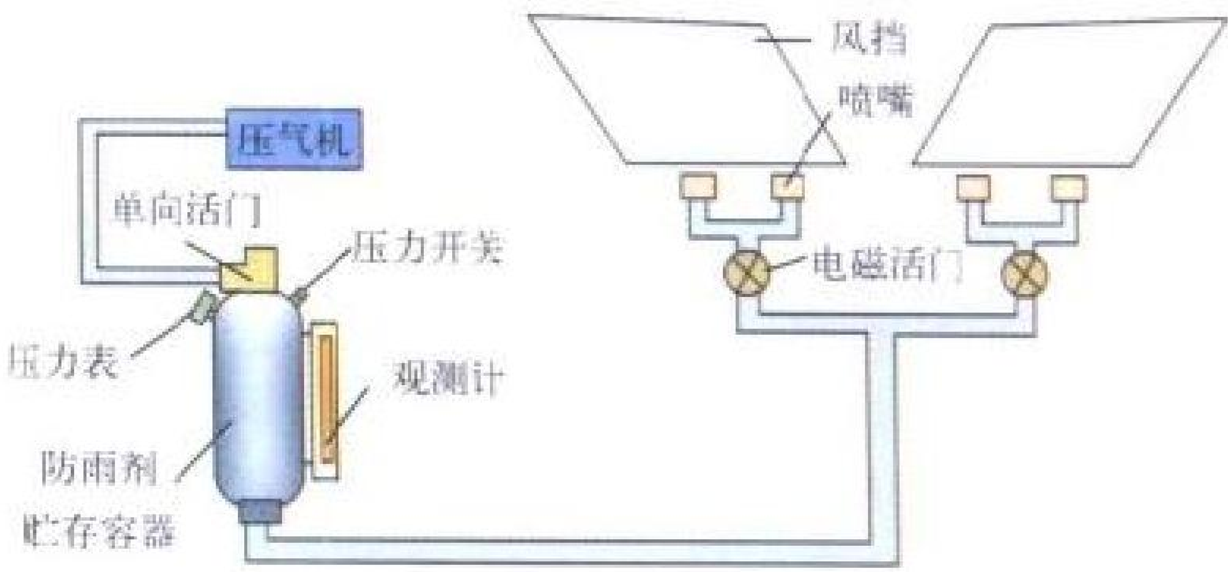


图 2　半封闭式防雨剂系统

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

fengdang fangbing

风挡防冰　windshield anti-icing　防止飞机在结冰气象条件下飞行时风挡透明区外表面上结冰，为驾驶员前向视野提供所必需的透明区范围和清晰度的防护措施。主要方法有：⑴ 液体防冰：向透明区外表面连续喷洒防冰液，使之与撞击在表面上的过冷水滴相混合而不至发生冻结现象。⑵ 热气防冰：用热空气加热透明区外表面，使其温度保持在 0℃ 以上。热气防冰有两种实施方案：① 双层壁板式：使热空气连续流过风挡双层透明板的间隙（图 1），以保持透明区外表面的温度高于 0℃ 。②外喷热气式：引热空气经风挡外面底边



图 1　双层壁板式风挡防冰与防雾

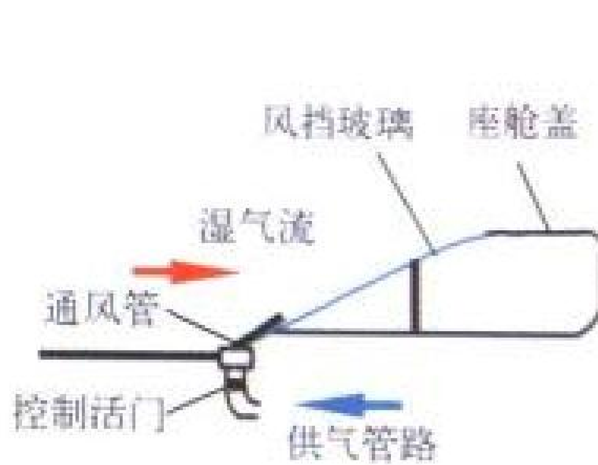


图 2　外喷热气式风挡防冰与除雨



图 3　风挡透明区电热防冰结构示意图

的喷嘴连续喷射成平行于透明区外表面的热气幕(图2)，以气流吹拂作用吹离过冷水滴，使水滴不至撞击透明区外表面，并将少量穿过气幕撞在表面上的水滴蒸发掉。⑶电热防冰：向粘夹在多层结构式透明区外层内表面的电加热元件连续供电(图3)，使透明区外表面的温度保持在 0℃ 以上。双层壁板式方案常兼顾风挡防雾要求(参见风挡防雾系统)。外喷热气式方案多用于喷气式飞机上，常兼顾风挡除雨要求(参见风挡除雨系统)。目前，液体防冰方法渐被淘汰，电热防冰方法得到广泛应用。 (撰写：陈明生 审订：袁修干)

fengdang fangwu xitong

风挡防雾系统 windshield anti-fogging system 飞机飞行中，防止或消除风挡透明区内表面上凝结雾滴，为驾驶员提供所需视野条件的防护设备。按工作原理可分为机械、物理化学和加热等方法，目前大多用加热方法。风挡同时有防

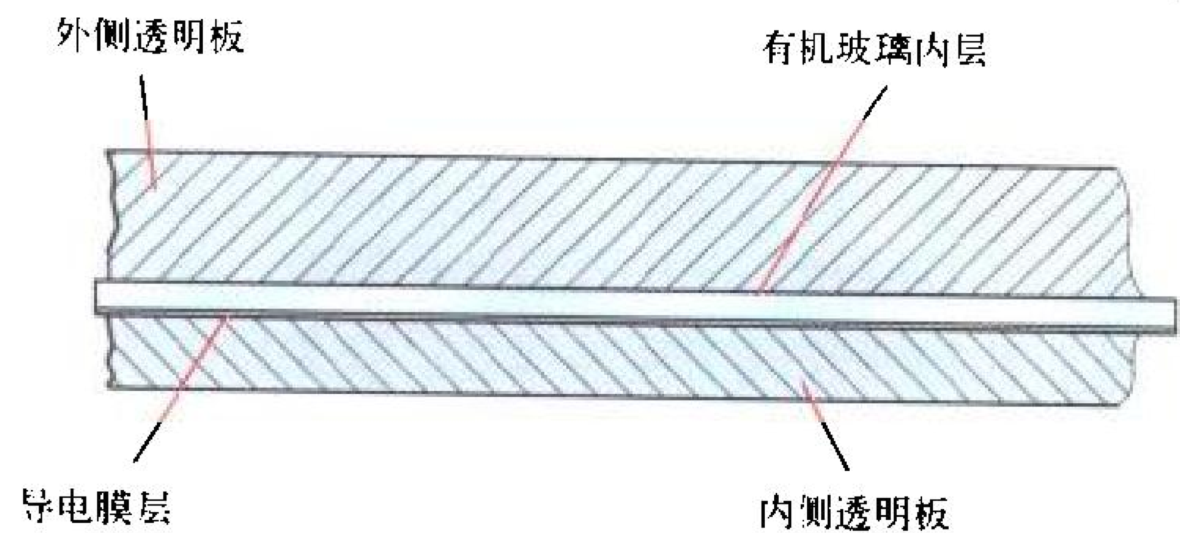


图1 电热防雾用导电膜的装设位置

雾、防冰要求时，可采用双层壁板式风挡结构(参见风挡防冰)，按防冰要求确定的热空气流量通常能满足防雾要求。如果风挡已采用电热防冰系统，并根据防冰和防鸟撞要求确定了电加热功率，通常能满足防雾要求，常在多层透明板内附加一层防雾导电膜，以缩短飞机起飞前使风挡透明区达到防鸟撞击表面温度的时间。对舱盖、侧风挡和照相窗口等不需要防鸟撞和防冰而仅需防雾的透明区，其导电膜层的装设位置见图1。自由射流热气防雾系统由气源、压力调节器、引射器和喷嘴等组成(见图2)，常用于喷气式飞机上。由发动

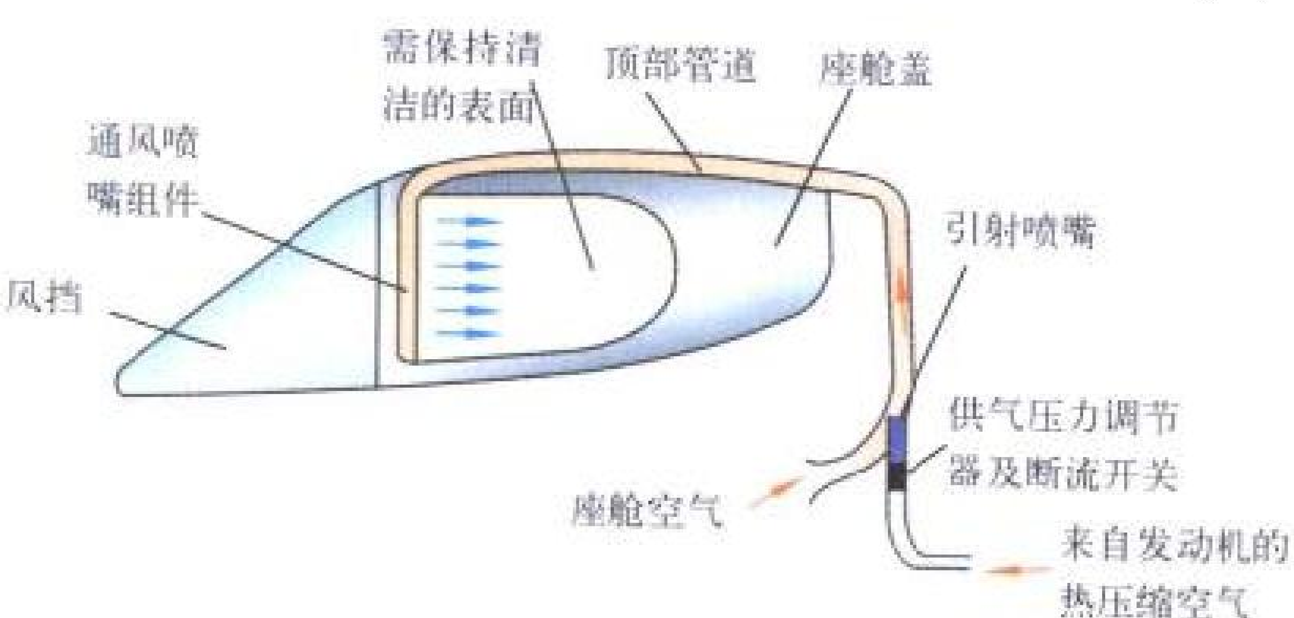


图2 自由射流防雾系统管路布置图

机压气机引出的高压、高温空气，经压力调节器减压后进入引射器，引射足够量的座舱空气，使混合气温降至低于透明材料的软化点温度时进入喷嘴，再由喷嘴喷射成平行于防护表面的气流以防雾。喷嘴应与风挡或舱盖的骨架相接触，以保证射流防雾的效率。现代飞机广泛采用电热防雾系统和自由射流热气防雾系统，通常只对风挡和舱盖上必须防护的透明区面积提供防雾。飞机在最低环境温度下稳态飞行(例如在高空巡航)后以最大速度下降到低空高温高湿环境条件时，风挡防护区必须保持透明以确保飞机飞行安全。

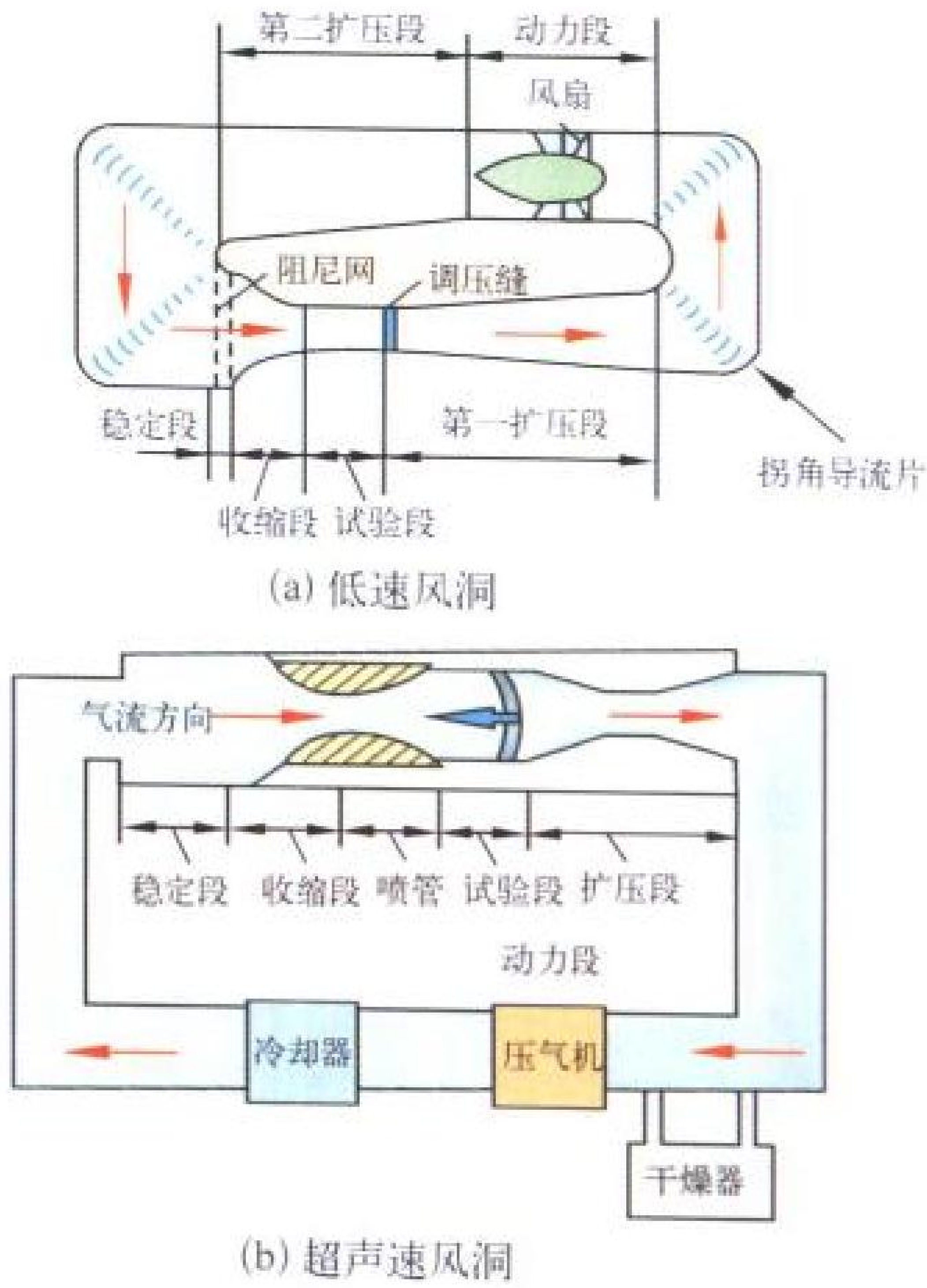
(撰写：陈明生 审订：袁修干)

fengdang paiyu xitong

风挡排雨系统 windshield rain removal system 见风挡除雨系统。

fengdong

风洞 wind tunnel 在按一定要求设计的管道内、产生可控的人工气流，供空气动力学试验的设备。风洞是空气动力学研究和试验中最广泛使用的工具，主要用于研究空气动力学的基本规律，为各种飞行器研制服务，通过风洞试验确定飞行器的气动布局和评估其气动性能。风洞通常由稳定段、收缩段、喷管、试验段、扩压段和动力段等主要部分组成(见图)。



风洞结构示意图

风洞中的模型一般是不动的，而使均匀的气流流过模型，测量模型上的空气动力及其绕模型的流动参数。根据相对性原理，该结果与模型在静止流体中作等速直线运动时的结果相同。在风洞试验时气流的速度、密度和温度等参数可以变化；模型的姿态角，如迎角、侧滑角等也可以变化。风洞一般按速度范围分为：低速风洞($M \leqslant 0.3$)，亚跨声速风洞($0.3 < M \leqslant 1.4$)，超声速风洞($1.4 < M \leqslant 5.0$)，高超声速风洞($5.0 < M < 12$)；也可按用途分为：常规风洞和特种风洞。特种风洞包括尾旋风洞、结冰风洞等。

(撰写：范洁川 审订：吕志咏)

fengdong celi shiyan

风洞测力试验 force test in wind tunnel 用风洞的天平(参见空气动力天平)测量作用在模型上的空气动力的试验。测力试验是飞行器模型的最基本、最重要的试验项目。无论在飞行器的选型、定型，还是改型阶段，都要进行各种测力试验。试验目的是测出飞行器模型在各个马赫数、迎角、侧滑角下的升力、阻力、俯仰力矩、侧力、偏航力矩和滚转力矩；测量副翼、方向舵、升降舵(或平尾)的效率；测定飞行器各个部件，如机翼、机身、尾翼、外挂物、起落架等的气动力贡献。测力试验一般分为纵向、横向试验两类：模型无侧滑角的试验为纵向试验；有侧滑角的试验为横向试验。由于测试技术的发展，小型天平、微型静态或动态压力传感器已在模型试验中应用。当前，在测全机模型气动力的同时，可以测量各个部件的空气动力、模型表面的压力分布、模型的非定常气动特性，如抖振边界等。

(撰写：恽起麟 审订：范洁川)

fengdong ceya shiyan

风洞测压试验 pressure test in wind tunnel, pressure distribution measurement in wind tunnel 在风洞中测量模型表面压力分布的试验。目的是测量飞行器及其部件，如机翼、机身、尾翼、操纵面、外挂物等表面上的压力分布，为飞行器及其部件结构强度计算提供气动载荷分布的原始数据。通过压力分布测量可以确定模型上的最小压力点位置、激波位置、气流附着或分离，以及作用在模型上的升力、压差阻力和压力中心位置等。因此，测压试验是研究模型气动特性、验证数值计算方法的一种重要手段。对模型测压孔的要求：测压孔一般非均匀分布在模型上，在压力变化剧烈处(如机翼前缘)多布置一些测压点；测压孔孔径一般取 0.4～0.8 mm；测压孔轴线应与模型表面法线方向一致，偏斜不超过±3′；测压孔周围没有毛刺或凸凹不平，孔口无倒角。对测压管路的要求：测压导管的长度应尽量缩短，测压扫描阀应尽可能安装在模型(或支架)内，管路应有良好的气密性和通气性。 (撰写：恽起麟 审订：范洁川)

fengdong douzhen shiyan

风洞抖振试验 buffet test in wind tunnel 测量飞行器抖振边界和抖振载荷的风洞试验。抖振起始迎角所对应的升力系数随马赫数的变化曲线称为抖振边界线。在抖振状态下作用于飞机结构上的载荷称为抖振载荷。作抖振边界测量可用刚性模型，作抖振载荷测量需用动力相似模型。试验时，保持马赫数为常值，逐渐增大模型迎角，当机翼翼根弯矩、机翼后缘压力或机翼翼尖加速度迅速增长，即可确定抖振起始迎角。抖振载荷通过测量模型上的脉动压力分布或模型翼根处输出电信号的均方根值，经处理求出。

(撰写：恽起麟 审订：范洁川)

fengdong fengzai shiyan

风洞风载试验 wind load test in wind tunnel 在风洞中测量飞行器在地面风激励下的动态响应的试验。运载火箭竖立于发射台上在准备发射和发射后离开地面的最初阶段，导弹从地下井发射出井时，都受到地面风的影响。地面风可以造成相当大的定常和非定常载荷，使飞行器结构变形、振动，甚至产生共振，造成结构破坏和发射失败。风载试验一般在低速风洞中进行。在模型表面四周隔一定方位角布置一组应变计或采用动态天平，测量模型各个方位角下的风激响应和载荷。风载试验模型除与飞行器几何相似外，还必须保持斯特劳哈尔数 Sr ($Sr = fl/V$) 与飞行器的相同。

(撰写：恽起麟 审订：范洁川)

fengdong nengliangbi

风洞能量比 wind tunnel energy ratio 稳定运行的连续式风洞，当未装模型时，单位时间内流过试验段的气流的能量与风洞动力装置所输入的能量之比。它是衡量连续式风洞运行效率的重要指标。能量比高表明风洞的效率高、经济性好。能量比也是选择电机和设计风扇的基本数据。能量比的计算公式为

$$ER = \frac{qAV}{N}$$

式中 q 为试验段的动压；A 为试验段的横截面积；V 为试验段的风速；N 通常为风扇电机的输出功率。能量比总是大于1，这表明运动的气流所贮存的总能量具有更大的做功能力。多数闭口风洞的能量比在 3～7 之间；多数开口风洞的能量比在 1.2～4.5 之间。为了提高能量比，风洞应精心设计与加工，尽量减小风洞各段气流的分离和摩擦损失。

(撰写：恽起麟 审订：范洁川)

fengdong penguan

风洞喷管 wind tunnel nozzle 高速风洞中位于试验段前具有收缩扩张外形或单调收缩外形的部件。具有收缩扩张外形的称为超声速喷管，又称拉瓦尔喷管；具有单调收缩外形的称为声速喷管。喷管的功用是产生超声速气流或声速气流。喷管外形曲线设计应满足：喷管出口截面的马赫数分布均匀，气流方向与风洞轴线平行。高速风洞喷管一般都是二维喷管。左右侧壁为平壁，上下壁为曲线壁；或左右侧壁为曲线壁，上下壁为平壁。不同马赫数要求不同的喷管外形曲线。喷管按构造可分为固块、全柔壁、半柔壁、单臂滑动以及转动喷管等几种类型。其中以前两种类型喷管为最常用。固块喷管又称固壁喷管，它的外形曲线是固定不变的。一个试验马赫数需要一对喷管块，因而试验中改变马赫数必须更换喷管块，十分麻烦。其优点是结构简单，加工容易，喷管外形理论曲线和喷管气密性易保证。全柔壁喷管的外形曲面是可以变化的，它是用一块弹性板作为喷管的弯曲面，通过一套定位螺栓固定弹性板的位置，因而，改变试验马赫数只需调整螺栓高度改变弹性壁的外形即可，使用非常简单、方便，试验中可连续改变马赫数。其缺点是结构复杂，保证气密困难，造价昂贵。目前，国内外生产性超声速风洞多采用全柔壁喷管。 (撰写：恽起麟 审订：范洁川)

fengdong shiyan

风洞试验 wind tunnel test 见综合卷。

fengdong toufang shiyan

风洞投放试验 drop test in wind tunnel, jettison test in wind tunnel 在风洞中将飞机所携带的投放物模型抛落(或发射)出来，测量它们运动轨迹的试验。军用飞机常携带多种投放物(炸弹、导弹、副油箱等)，它们离开飞机的轨迹是判断投放物抛落时是否与飞机相碰，危及飞行安全的重要依据。为了保证模型和飞行器实物的重心运动轨迹相似和绕重心转动的姿态相同，低速风洞投放试验保证弗劳德数相同，而忽略马赫数和雷诺数的影响。高速风洞的投放试验由于保持马赫数相同而不能同时保持弗劳德数相同，故分轻模型法(用于空副油箱投放试验)与重模型法(用于炸弹、导弹等投放试验)。前者在试验马赫数相同的前提下，保持模型的惯性力与气动力之比与飞行器的相同；后者在试验马赫数相同的前提下，保持模型重力与气动力之比与飞行器的相同。两者都不能完全模拟真实投放轨迹。投放模型除了几何外形与飞行器相似外，模型的重量、重心以及惯性矩必须满足动力相似的要求。模型的重心和惯性矩应可调，模型的外壳应用比重小、强度好的木材或塑料制成。 试验时将模型悬挂在试验段的上壁，投放物抛出后，其轨迹采用多次曝光摄影或高速摄影记录。做投放试验时，风洞必须采用保护措施，防止风洞被投放模型打坏。 (撰写：恽起麟 审订：范洁川)

fengdong wengming shiyan

风洞嗡鸣试验 buzz test in wind tunnel 确定飞机操纵面发生嗡鸣的 M 数范围和类型，确定操纵面的操纵系统的刚度和

阻尼的试验。模型应模拟操纵系统的刚度和操纵面的惯性，试验时除观测操纵面振动波形、幅值、频率外，尚需观测激波在翼面上的位置，以便确定嗡鸣的类型及防止嗡鸣所应采取的措施。（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

fengqiebian

风切变　windshear　在空间特定方向上一定距离内存在的风矢量显著差异的现象。主要出现在锋面、雷暴、逆温等天气条件和复杂地形地物、水陆交界等环境条件下。常可分为：(1)风的垂直切变，即垂直方向一定距离上的风矢量的显著差异；(2)风的水平切变，即水平方向一定距离上的风矢量显著差异；(3)垂直风的切变，即在水平或航迹方向一定距离上的垂直风（升降气流）的显著差异。各类风切变特征见下表。

各类风切变时空尺度特征值

风切变类型	空间（水平）尺度	时间尺度	危害程度
微下冲气流	4千米	几分钟至十几分钟	大
宏下冲气流	4千米	几十分钟	大
雷暴突风锋	几十千米	几小时	大
冷　锋	几百千米	几十小时	中
暖　锋	几百千米	几十小时	中
辐射逆温	几百米至几千米	几小时	中
地形风切变	几百米至几十千米	几小时	中
水陆界面风切变	几米至几十千米	几小时	小
障碍物风切变	几百米至十几千米	几分钟至几小时	小

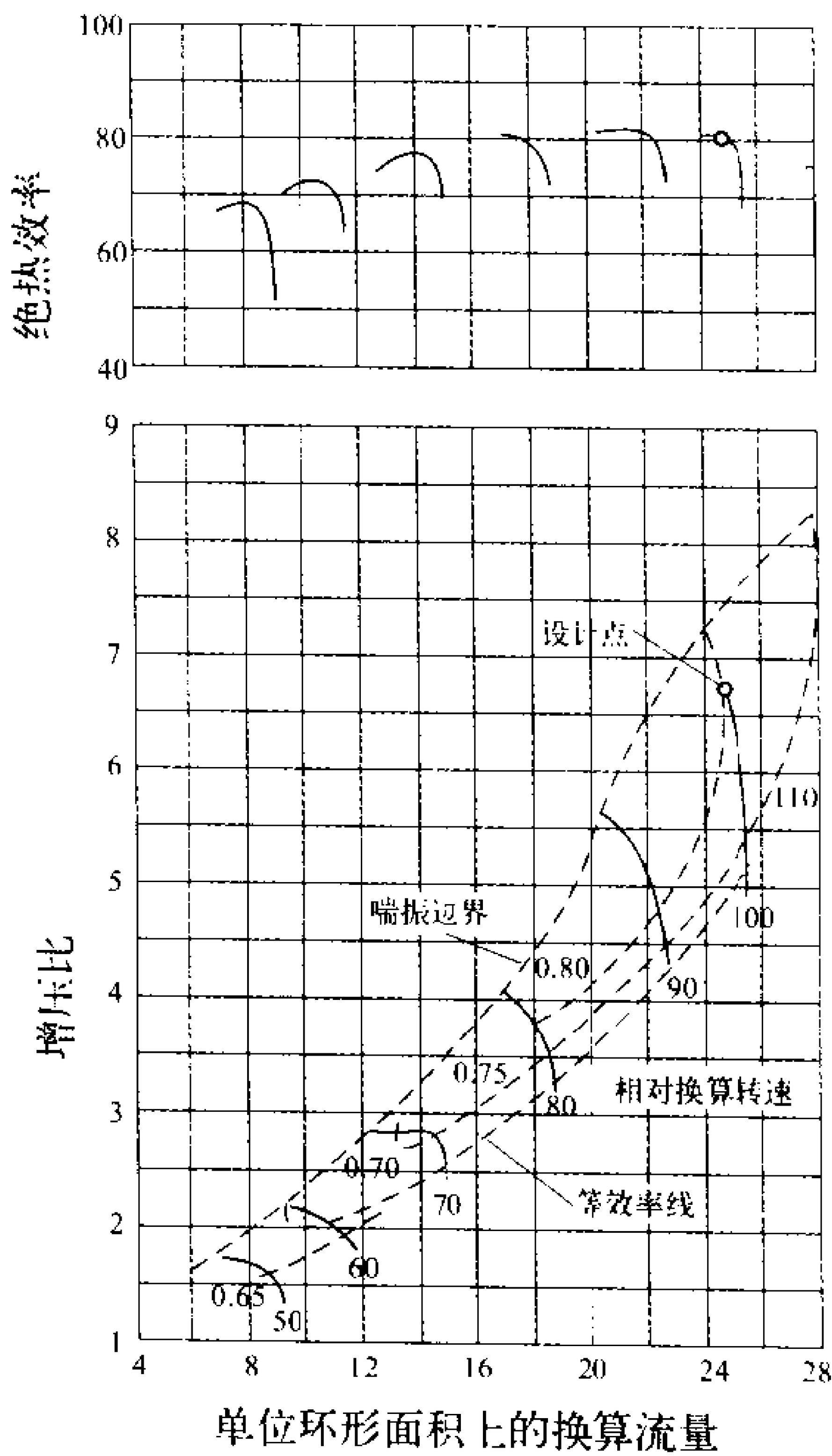
发生在近地面600 m高度以下的强烈的低空风切变可危及飞机起飞和着陆的安全，对导弹发射、飞行亦有影响。强烈低空风切变具有尺度小、时间短、突发性强等特点，是当今航空气象学上的一个难题，国际航空界和气象界都在积极开展研究，尤其注意研制实用有效的风切变探测报警系统。（撰写：王学永　修订：王吉昌　审订：薛顺来）

fengshan

风扇　fan　涡轮风扇发动机中直接从大气中吸入空气进行压缩供给内、外涵全部空气流量的部件。流经风扇的气流经增压后，在分流环处分为内、外两股气流。内涵气流进入风扇后的压气机继续增压。外涵气流或经尾喷口单独排出，或与涡轮后的内涵气流汇合后经加力燃烧室或直接从尾喷口排出。风扇实质上与轴流式压气机相同，但由于处于进口，叶片长，轮毂比小，三元流动影响大，故在气动和结构设计上有其特点。展弦比大的叶片长，一般带有中间凸台。近年来，小展弦比叶片在性能和强度方面的优越性获得了普遍的认同，新型号和新改型的高涵道比涡轮风扇发动机，普遍采用小展弦比亦称宽弦叶片。大推力的涡轮风扇发动机，为减轻重量多采用钛合金空心叶片或采用碳纤维叶片。风扇的进口，可以有也可以没有进口导向器，有的进口导向器还带有可变弯度叶片。风扇一般由低压涡轮直接带动，个别发动机也有经减速器带动的。风扇转子叶片一般固定在轮盘上，角度不可变，个别也有带变距装置的。20世纪60年代还曾研制、生产过后风扇发动机，其风扇叶片与涡轮叶片连为一体，即外部为风扇叶片，内部为涡轮叶片，亦被称为双身叶片。风扇直接由其内涵部分的涡轮驱动。此种后风扇发动机，只适于某些由涡轮喷气发动机派生的涡轮风扇发动机上，近年来已停止发展。80年代以来，为进一步增大涵道比，降低油耗，已出现了无涵道风扇或桨扇。桨扇一般为双排、对转并有变距装置，可经过减速器或由对转的动力涡轮直接带动。（撰写：李志广　审订：陈矛章）

fengshan texing

风扇特性　fan characteristics　风扇（压气机）的主要性能参数（增压比、效率、流量、转速）之间的变化关系。当进口条件一定，则可表示为以转速为参变量的、增压比和效率对流量的特性曲线图。效率随流量的变化可以单独绘成曲线，也可将各等转速线上的等效率点连起来，称为等效率线（见图）。对风扇（压气机）的级、级的基元或整台风扇



风扇（压气机）特性曲线图

（压气机），都可以绘出特性曲线。为便于比较，通常把风扇（压气机）进口的实际状态换算到标准大气条件。理论分析和试验表明，当用无量纲组合参量 M_u（进口切线速度马赫数）和 M_a（进口轴向速度马赫数）分别代替转速和流量时，可以很好地综合在各种不同进气条件下得出的试验结果而得到在工程中实际广泛使用的所谓通用特性线。风扇（压气机）特性线可以反映内部各个级的工作和级间匹配状况；可以为确定发动机在不同工作状态下的共同工作线提供必需的数据，选择比较有利的共同工作点和调节方案。新设计压气机的特性线可用基于试验数据关联的半经验方法估算。压气机制造出来后，则通过试验测得特性线。（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

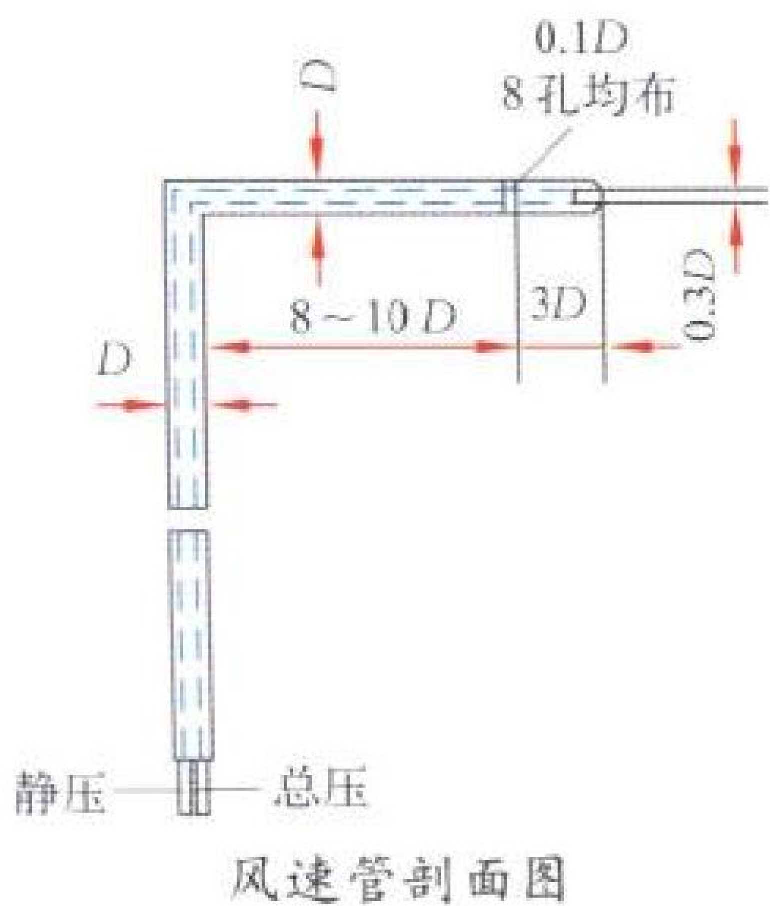
fengsu

风速　wind velocity　空气相对于地面的运动速度。风速可用仪器测量（用m/s表示）；也可目测判定，用风力等级（蒲福风级表）表示。气象上用水平风速、垂直风速来描述空气运动的特征。风速也是航空活动应该考虑的一个重要环境因子，如飞机起飞着陆中顺风风速不能超过一定量值，侧风风速也有一定的极限值要求；在航行中顺风飞行空速减小、逆风飞行空速加大等。（撰写：王吉昌　审订：薛顺来）

F

fengsuguan

风速管 pitot-static tube 又称皮托—静压管。一种感受气流的总压和静压，并由此得到气流速度的测量仪器。常用于低速气流测量。对于低速流动，根据伯努利方程，可得到气流速度。



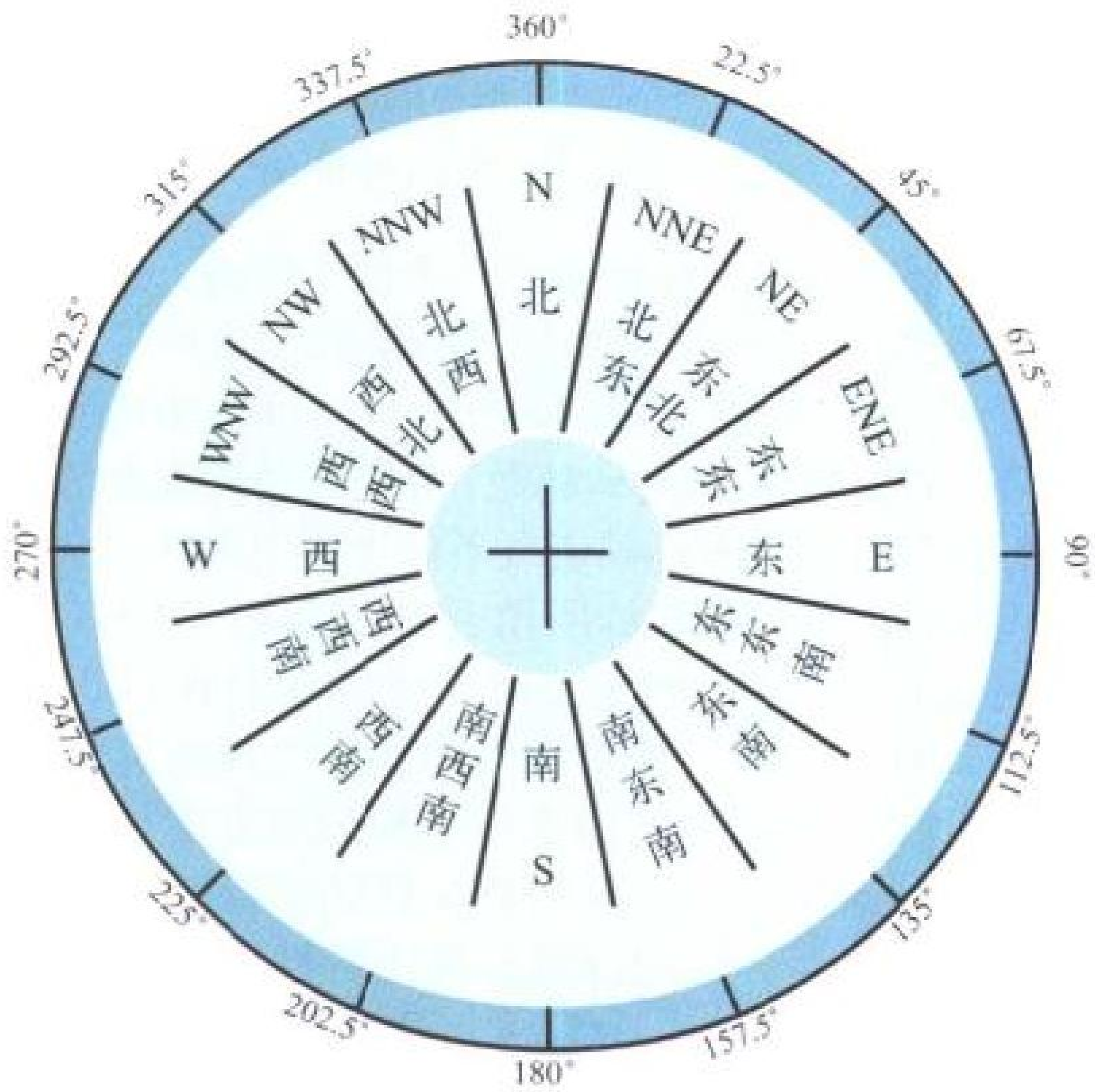
风速管剖面图

典型的风速管结构如图所示。风速管的前端开一小孔感受总压，在圆柱段的壁上开有一组相互连通的小孔或条缝感受静压。

实际上，风速管感受的总、静压都是有误差的。试验表明，具有半球形端部的风速管，只要偏角小于3°，就可以准确地测量总压；如果其端部做成平头，可以允许有较大的偏角而不产生误差。静压孔感受的压力受风速管头部和支杆的影响，前者使静压偏低，而后者使静压偏高。适当地选择静压孔的位置可以使这两种影响相互抵消。尽管如此，一个新的风速管在使用前仍需要用试验的方法校准，求得其修正系数。（撰写：范洁川 审订：忻鼎定）

fengxiang

风向 wind direction 气流运动的水平方向。气象上的风向是指风的来向。航行上的风向是指风的去向，与气象风向相差180°。应该指出的是，在领航计算中，特别要注意将气象风转换成航行风。通常，地面风向用16个方位来表示，空中风向用度(°)来表示，如图所示。



风向16方位图

例如，风由西吹向东叫西风(270°)；风从东北吹向西南，就称为东北风(45°)。飞机在空中飞行时时刻刻受着风的影响。如，顺风飞行时会使地速增大，落地时会增加滑跑距离；逆风飞行时会使地速减少，落地时会缩短滑跑距离；而侧风飞行时会使飞机偏离预定航线。因此，飞行中应注意修正风的影响。

（撰写：朱国新 修订：段国林 审订：周双全）

fengxiang huojian kaisan zhuangzhi

风向火箭开伞装置 wind oriented rocket deployment 简称风向火箭。把救生伞顺气流方向从伞箱(或伞包)里强制拉出的小型固体火箭发动机。由点火机构、点火具、燃烧室、药柱和喷管等组成。两个斜喷管轴线与风向火箭轴线成30°角，避免火箭工作时烧坏救生伞。低空、低速(如Mk.80风向展开火箭规定高度低于4267 m、速度小于556 km/h)弹射时，在风向火箭推力和稳定伞气动力作用下顺气流方向拉出并展开救生伞。在高速，尤其是速度大于规定值时，人椅分离并开伞，救生伞的拉出和展开主要依赖稳定伞，风向火箭成为辅助装置。采用风向火箭有利于提高低空、低速弹射救生成功率。应用于美国斯坦泽尔公司的SⅢS-3、S4S等弹射座椅，总冲约160 N·s，推力约1000 N，作用时间约0.24 s。（撰写：黄港溪 审订：袁修干）

fengbishi tanshe zuoyi

封闭式弹射座椅 encapsulated seat, enclosed ejection seat 弹射时自动构成封闭区间，使乘员不直接暴露于高速气流中的弹射座椅。有舱盖带离弹射座椅和带帘式装置的密闭弹射座椅两类。舱盖带离弹射座椅是弹射出舱时座椅与座舱盖扣合形成一个半封闭区间，实施带离弹射。人椅分离前舱盖与座椅脱离，保证人椅分离，属半封闭式弹射座椅。密闭弹射座椅是帘式装置在弹射前自动落下与座椅构成全封闭区间，实施抛盖弹射，弹射出舱后稳定减速、打开降落伞。降落后乘员才打开帘式装置。如在陆上降落，座椅底部有减震气囊起缓冲作用；如在水上降落，座椅各有飘浮气囊，保证人椅在水上飘浮，属全封闭弹射座椅。

（撰写：高闻天 审订：袁修干）

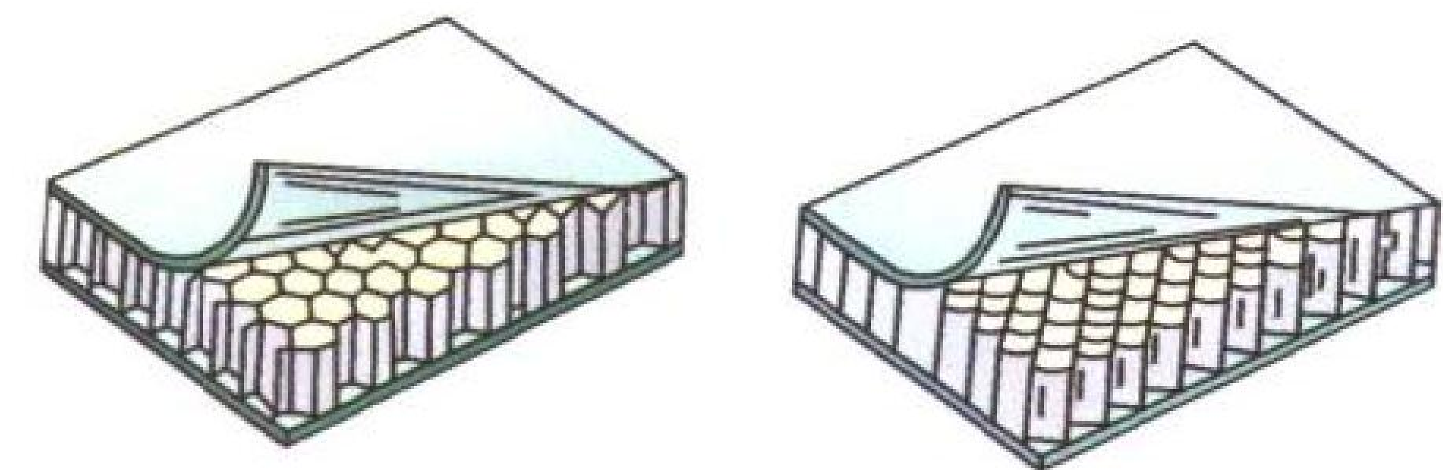
fengyan zhuangzhi

封严装置 seal 又称密封装置。防止容腔内的气体或液体向外泄漏以及腔外气体向腔内泄漏的组件。对于无相对运动的组件，例如机匣与机匣间和机匣与口盖间，常用封严胶、石棉橡胶垫、铜或铝垫及橡胶圈等密封。对于有相对轴向运动的组件，例如活塞和作动筒等，常采用橡胶圈、金属涨圈等封严。对于有相对转动的组件，例如发动机转子与静子间、轴与机匣间则有多种形式的密封装置，按工作性质可分为接触式与非接触式两种：前者有皮碗、涨圈、端面石墨、径向石墨环、浮动环和刷封等；后者有螺旋槽、篦齿(或称回绕阻隔)、液力和气膜等。在航空燃气涡轮发动机转动件中，气路上多采用篦齿式密封装置，为提高其密封效果，篦齿的各个齿做成尖角，与之相对应的封严环处喷涂可磨蚀材料(滑石粉或石墨粉)或嵌以可磨蚀的金属蜂窝层板。在封严处内外压差较大时，除了可增加齿数外，也可采用台阶式的或多层的。主轴承油腔的密封形式较多，有篦齿、螺旋槽、端面石墨、径向石墨环、涨圈和浮动环等。在发动机附件传动机匣中，传动附件的输出轴常采用皮碗或磁性端面石墨封严环。（撰写：陈光 审订：陈大光）

fengwo jiegou

蜂窝结构 honeycomb structure 又称蜂窝夹层结构。由上下面板和蜂窝状芯子制成的一种夹层结构。它具有弯曲刚度大、结构阻尼大以及隔热、隔音好等优点。与铆接结构相比，结构效率有明显提高。上下面板通常由强度性能高的金属、纤维复合材料、硬塑料等制成，主要承受由弯曲与拉伸

产生的面内应力。蜂窝芯子由金属箔片、玻璃布、芳纶纸等制成，主要用作将两面板牢固结合在一起并承受横向剪力。根据结构受力情况设计面板厚度、芯子的壁厚及孔格大小，使其既能承受弯曲及拉伸力又能防止面板在孔格内以及孔格



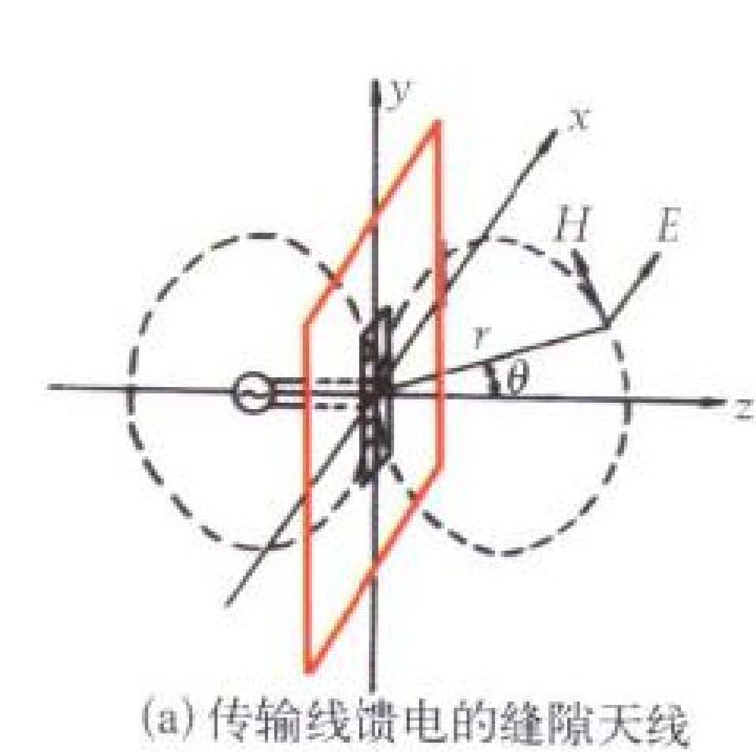
蜂窝结构

壁的局部屈曲。随着先进复合材料在航空结构中日渐广泛的应用，用玻璃布和芳纶纸制成的非金属蜂窝，尤其是芳纶纸蜂窝，已占主要地位。蜂窝结构常用于航空器的翼面、舱盖、地板、雷达罩、减速板、背腹鳍、燃油箱等部位，而钛合金与不锈钢蜂窝结构用于受热和隔热等部位。

（撰写：刘方龙　章怡宁　修订：何君毅　审订：郦正能）

fengxi tianxian

缝隙天线　slot antenna　又称开槽天线。在导体面上开缝构成的天线。有平板缝隙和波导缝隙（见图）、圆柱缝隙和边缘槽口等。以波导缝隙为例，通常在波导窄边开横向倾斜缝隙或在波导宽边开纵向、横向、倾斜缝隙，波导窄边斜缝、宽边纵缝应用较广泛。典型的缝隙形状为长条形，用跨接在缝隙窄边上的传输线馈电，也可由波导或谐振腔馈电。基本工作原理是：导电壁面开缝切断壁上电流，在缝隙口面上产生位移电流，激励缝隙向空间辐射。为增强方向性和获得所需的波束形状，可由多个缝隙组成天线阵。波导缝隙阵也称平板天线，无馈源遮挡现象，结构紧凑，具有高效率、低旁瓣、体积小、表面无凸出部分等优点，可应用于高速飞行器上。一般用做微波波段的雷达、导航、通信和电子对抗天线。缺点是频带较窄。



(a) 传输线馈电的缝隙天线



(b) 波导馈电的缝隙阵天线

缝隙天线

（撰写：舒永泽　修订：许伟武　审订：吕善伟）

fu'er

伏尔　VHF omnidirectional range (VOR)　又称全向信标。见电子卷。

fuhuan mifeng

浮环密封　floating ring seal　一种径向有间隙、端面接触的混合式密封装置。浮环是一个整圆环，它自由地套在轴上，与轴有 0.03 ~ 0.10 mm 的径向间隙。浮环的安装槽座由两件组合起来，环在其中，有 0.06 ~ 0.13 mm 的轴向间隙，以适应偏心和轴承间隙。在油腔内外压差作用下，浮环紧贴在槽座的端面上，形成了径向间隙式与端面接触式混合密封装置。浮环与轴的间隙小于篦齿密封间隙，密封效果优于篦齿密封，且轴向尺寸小，无径向磨损问题。通常在轴径 150 mm 及工作温度低于 220℃ 的条件下使用。

（撰写：林基恕　审订：陈　光）

futong

浮筒　float　具有水动特性的密封筒体。它是水上飞机所特有的部件。其形状类似于船体，能提供一定的浮力。浮筒分为主浮筒（承力浮筒）和辅助浮筒（支撑浮筒）两种。前者是浮筒式水上飞机的重要部件，由杆系支架连接在机身下，主要承受水动力，使水上飞机实现水面起飞、滑行、着水和漂泊，通常用在小吨位水上飞机上。后者装在飞机机翼下适当靠近翼尖处，正常情况下高出水面，受侧风或侧浪作用，飞机产生横向倾斜时，一侧浮筒接水，产生恢复力矩，阻止倾斜继续发展，防止飞机倾覆。辅助浮筒也有设计成近似于滑行体状的，以提高水动性能。为了提高水上飞机飞行气动性能，辅助浮筒也可设计成可收放式。浮筒通常采用由铝合金蒙皮、长桁、隔框组成的半硬壳式结构，由合金钢管支柱、铝合金整流包皮和小隔板组成的杆系支架与机翼受力结构相连；也有的采用玻璃钢等复合材料制成的整体结构；还有的采用充气橡皮囊制成的软式浮筒。浮筒内被水密隔框分隔成数个水密舱，每个舱都有检查口盖。

（撰写：周　雁　审订：赵秀丽）

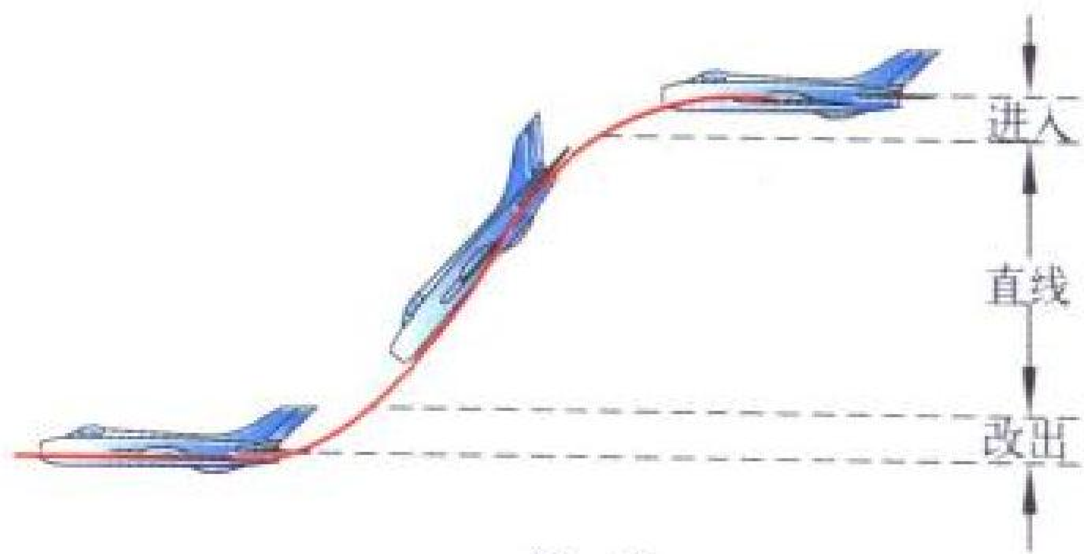
futongshi qiluojia

浮筒式起落架　float (landing) gear　以浮筒代替机轮的起落架。是水上飞机的典型起落装置。为了使陆基飞机也能够在水面上起落，有时也把它们的起落架机轮换成浮筒。通常浮筒都装置在一对主起落架上。

（撰写：杨国柱　审订：赵秀丽）

fuchong

俯冲　dive　飞机以较大的俯角作直线加速下降高度的飞行。俯冲的飞行轨迹与地面的夹角称俯冲角。通常歼击机的俯冲角在 30° 以上。俯冲常常是作为一种迅速下降高度和增速的方法，为下一个飞行特技作准备，如急跃升、战斗转弯等都是先用俯冲的方法增速。进入俯冲（如图所示）一般是用大坡度转弯并向前推杆使飞机增加俯角，达到预定的俯冲角后改平坡度，进入直线俯冲增速，然后拉起作其他特技飞行。



俯冲

俯冲是空战中常采用的特技飞行之一，也是平时驾驶员必做的特技飞行之一。飞机对地面或水面攻击时，小于 30° 俯角也习惯上称俯冲。　（撰写：李玉瑛　审订：李志强）

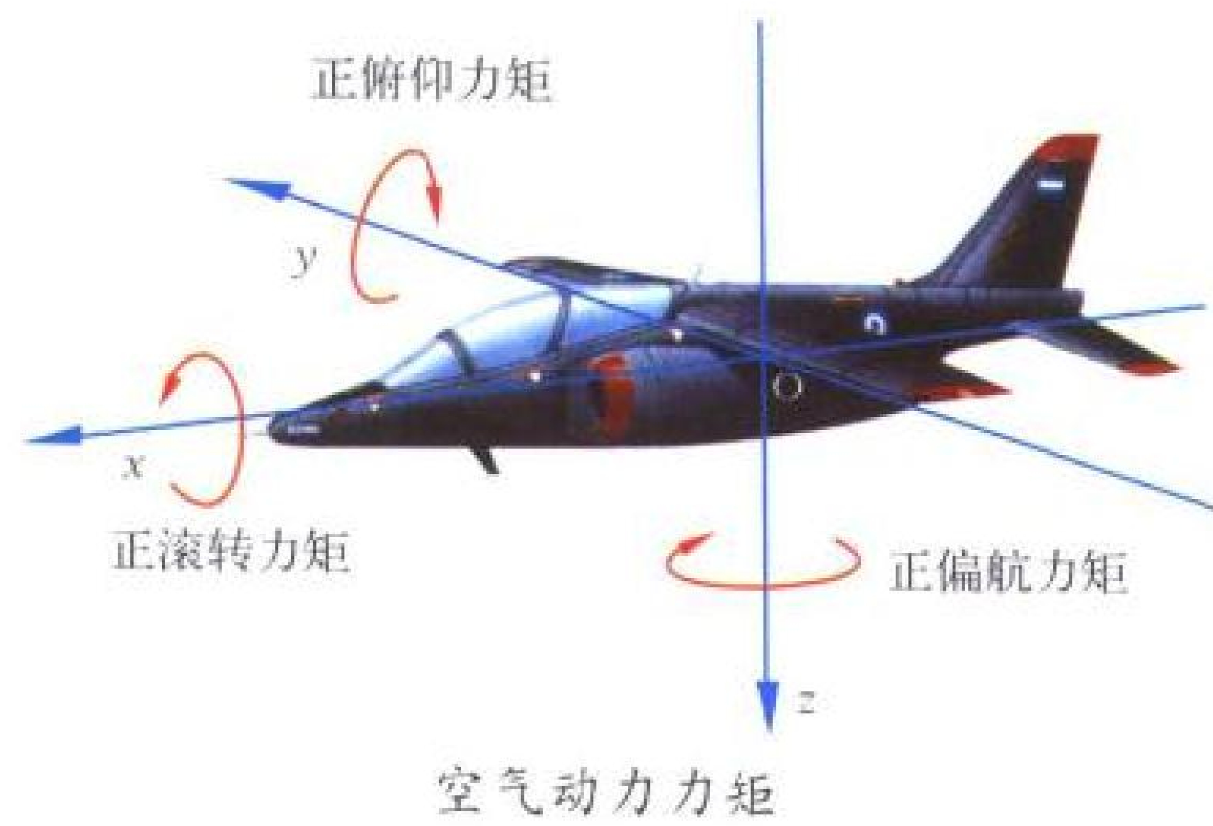
fuyangjiao

俯仰角　pitch angle　机体纵轴与水平面的夹角。常用 θ 表示（参见偏航角中之图）。

fuyang liju

俯仰力矩　pitching moment　使飞机绕横轴 Oy 旋转运动的

力矩。一般俯仰力矩的参考轴通过飞机质心。影响俯仰运动的力是作用于飞机对称平面内的力，如升力、阻力、发动机推力及偏转操纵面产生的纵向操纵力。在正常布局的飞机上，改变俯仰运动的主要部件为水平尾翼和升降舵，规定使飞机抬头的俯仰力矩为正。



空气动力力矩

俯仰力矩与 $\rho V^2Sc_A/2$ 的比值，称为俯仰力矩系数，其中 ρ、V、S 定义与升力系数中相同，c_A 为机翼的平均气动弦长。俯仰力矩系数以 C_m 表示。它也是一个无量纲量，与飞机形状、飞行姿态、雷诺数、马赫数等有关。

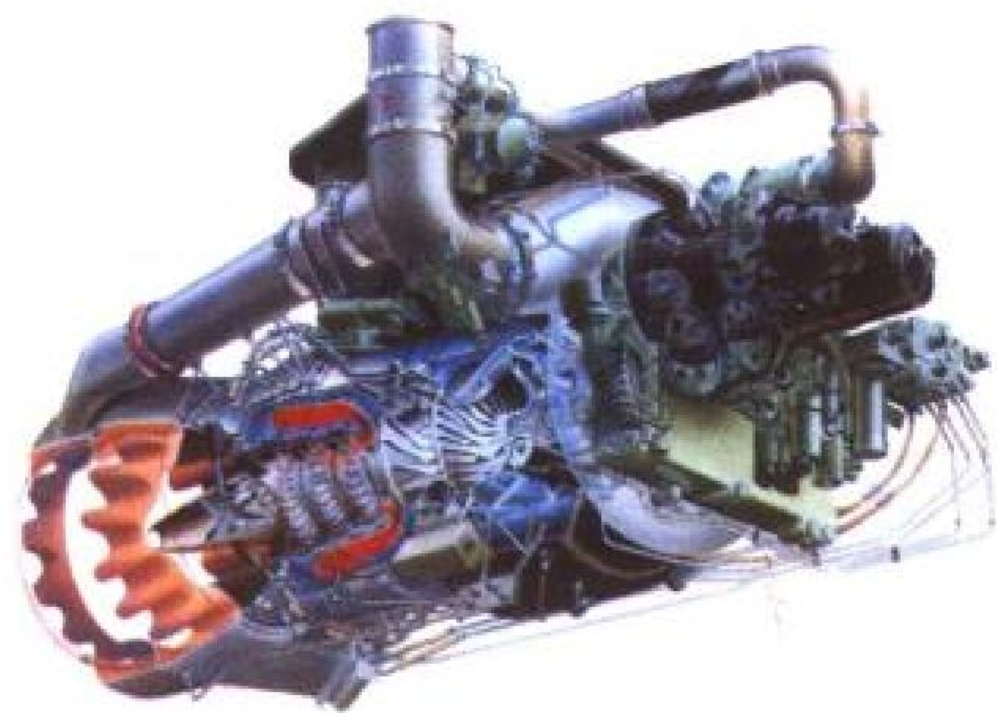
（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

fuzhu dianyuan

辅助电源　auxiliary electrical power supply　发动机未工作时向飞机供电，同时在飞行中作为备份电源的供电装置。也可作为应急电源。主电源为直流的飞机常采用蓄电池作辅助电源；主电源为交流的飞机常采用辅助动力装置驱动的交流发电机作辅助电源。　（撰写：李颂伦　审订：杨燕生）

fuzhu dongli zhuangzhi

辅助动力装置　auxiliary power unit　第二动力系统的核心，一台专门设计的小型燃气涡轮发动机。结构上的特点是：一般采用离心式压气机及径向式涡轮，以达到缩小尺寸、结构紧凑、提高效率的目的。它具有独立的燃油、滑油、起动、冷却等系统。在新的辅助动力装置上还装有全功能数字式电子控制器，以提高可靠性及自监控能力。早期的辅助动力装置比较简单，功率小，耗油率也高。后来，为了满足高空的起动要求而增大了功率。目前的循环压缩比可达到7，涡轮进口温度达1100℃，当量功率达373 kW，耗油率为0.36 kg/kW，气流量为1.87 kg/s；并且还在继续发展，以进一步提高循环压缩比和涡轮进口温度。在结构上也不断改进；压气机进口处装有可调导向叶片，以防压气机喘振及减少进口阻力。



辅助动力装置

（撰写：毛可久　审订：杨燕生）

fujiasudu

负加速度　negative acceleration, footward acceleration　作用于人体从头到足方向的加速度。惯性力（过载）的方向从足到头，以 $-g_z$ 表示。飞机作特技飞行（如反筋头、反螺旋）时驾驶员可受到负加速度的作用。据国外报道，飞行死亡事故中推测飞机产生从 $-6.5\,g_z$ 到 $+8\,g_z$ 较大的 $\pm g_z$ 交替作用。$-g_z$ 作用时血液从身体下部向头部转移，胸、腹腔内脏器官向上移位、头部胀痛、静脉怒张，眼球突出并疼痛、结膜出血。在 $-3g_z \sim -4\,g_z$ 作用时出现红视（所见物体发红）、隔肌上压、呼吸困难、心跳徐缓，严重时发生意识丧失。人体对负加速度过载耐力较低（一般定在 $-2.5\,g_z$），目前尚无防护措施。　（撰写：詹长录　审订：袁修干）

fuzai fangzhenqi

负载仿真器　aerodynamic load simulator　又称负载模拟器。在飞行器仿真系统半物理仿真试验中用来模拟作用在舵面上的铰链力矩的装置，使驱动舵面的执行机构输出轴上受到与实际飞行中相同的动态力矩负载。负载模拟器是一种力矩伺服系统，其输入信号由仿真计算机给出，代表作用在舵面上的铰链力矩，力矩伺服系统输出相应的动态力矩，加载到执行机构的输出轴上。常用的负载模拟器多为液压式力或力矩伺服系统。在铁鸟台上，负载模拟器也可给飞行器的收放系统如起落架等加载。　（撰写：王宗学　审订：王占林）

fujian lengque

附件冷却　accessory cooling　为保持发动机舱内的发动机附件和飞机附件，在发动机外界条件和工作包线内最不利的状态下的表面温度不超过允许温度，所采取的冷却措施。通常是从发动机进气道或飞机外部风斗引外界空气，经发动机进口的吸气孔或间隙进入发动机舱，再通过舱内发动机和飞机结构之间的通道，对发动机及其附件、飞机附件和发动机周围的飞机结构件冷却后，再由发动机引射喷管或飞机的一些开口排出机外。必要时，在发动机舱内设置一隔墙，把高温段与低温段分开，分别从进气道引气通过前舱和从机身两侧风斗引气进入后舱，最后排出机外。为确保附件可靠工作，在确定发动机舱内的工作环境气流参数值时，要考虑飞机附件传动安装座载荷、压气机放气状态、滑油系统冷却要求等因素。　（撰写：杨燕生　审订：陈　光）

fujian qudong zhuangzhi

附件驱动装置　accessory drive gearbox　一种安装在飞机骨架上并装有需要驱动的各种附件（如发电机和液压泵等）的齿轮传动机构。由于每个附件的转速和转向要求不同，因此它由一系列齿轮系组成，起着变速和换向的作用。该装置由主发动机的功率提取轴通过离合器来驱动。由于该装置装在飞机骨架上，从而减小了发动机的迎风面积，并使附件的安装布局更加合理。设计时要考虑每个附件及其连接管路都要有足够的安装空间。齿轮要便于调整，并要考虑润滑和冷却问题。　（撰写：毛可久　审订：杨燕生）

fuzhuowo

附着涡　bound vortex　有限翼展机翼理论中，用来模拟机翼升力和环量作用的假想旋涡。机翼在直匀流中能产生升力，下表面压力高，上表面压力低。按照伯努利方程，机翼机下表面流速减小，上表面流速增加，使绕机翼剖面的流动

具有环量。机翼对流体的这一作用可以用放置在机翼表面上或机翼内的假想旋涡代替。对二维翼型或无限翼展机翼绕流，可以用一条展向附着涡线，或用沿弦向分布的无数多条展向附着涡线代替机翼，附着涡线总环量与绕翼剖面的环量相等。 （撰写：黄明恪 审订：张仲寅）

fufei

复飞 go-around 飞机在下滑着陆过程中，出现不具备着陆条件而中止下滑着陆转入上升状态的运动过程。它是驾驶员处理特殊情况的一种方法。飞机在下滑着陆时遇到下述影响着陆安全的情况时应转入复飞：跑道有障碍物、下滑方向不好、起落架或襟翼未放下、下滑线过高或过低、下滑速度调整不当、指挥员指挥和驾驶员看到禁止着陆的信号等。当驾驶员发现不能继续着陆的情况后，迅速加油门到最大，同时，拉杆（盘）使飞机停止下滑，并逐步转入上升，在规定的高度上收起落架和襟翼。考虑到发动机的加速性等原因，对各机种复飞的最低高度都有明确的限制规定。由于复飞时飞机的速度小、高度低及收起落架和襟翼时对气动力的影响，驾驶员要注意保持好飞机的姿态。

（撰写：李玉璞 审订：李志强）

fuhe cailiao boli qiangdu

复合材料剥离强度 peel strength of composite face-sheet 剥离强度指在规定的剥离条件下，使胶接件分离时单位宽度所能承受的最大负荷，用 N/m 表示。对于用复合材料作表层的夹芯结构，或者层间混杂复合材料，方存在表层胶接的剥离强度问题。对于一般由同样复合材料单层按各种方式铺设而成的层压板，存在层间强度问题，但没有理由非要发生在表层，因而不存在剥离强度的概念。

（撰写：张躬行 审订：郦正能）

funhe cailiao cengban ouhe xiaoying

复合材料层板耦合效应 coupling effect of composite materials 指复合材料层合板在拉伸载荷作用下还可能产生弯曲变形这样一类交互影响的现象。以下讨论两类情况。

(1) 中面内两个方向的轴力与剪力，引起离开中面的弯扭变形；两个方向的弯矩与扭矩引起平面内线应变与剪应变，这类情况称为拉—弯耦合。以同样的单层板进行非对称铺设而产生的层压板，必然具有这种耦合效应。须指出这并非复合材料所特有的性质，如果用几种各向同性材料的板按非对称叠置而成的层压板，也有拉—弯耦合效应。对于复合材料，只有对称铺层才能确保不存在这种耦合效应。

(2) 轴力引起剪应变，剪力引起线应变，称为拉—剪耦合；弯矩引起扭率变化，扭矩引起曲率变化，称为弯—扭耦合。这两种耦合的内在原因是一样的，都是复合材料正交各向异性在偏轴条件下所表现出来的交叉效应在层压板中的体现。因而，如果层板中不存在偏轴的铺层，就不会发生这两种耦合；常规各向同性材料不存在交叉效应当然也就不会产生这两种耦合。这为人们提供了常规材料所不能为的、实现某种特性的机会。例如 X-29 的前掠式复合材料机翼，便是利用弯—扭耦合现象进行气动弹性剪裁设计的。

（撰写：张躬行 审订：郦正能）

fuhe cailiao jiegou

复合材料结构 structure of composite materials 由增强材料和基体材料制成的结构。复合材料是一种连续相的基体材料和其他非连续相的增强体组成的多相材料，例如纤维增强树脂基或纤维增强金属基复合材料等。在当代航空器中，主要是用碳纤维、硼纤维、芳纶纤维增强高性能树脂的先进复合材料结构；在高温工作环境下，则主要是用碳纤维，硼纤维、碳化硅纤维增强耐高温树脂、铝合金、钛合金和碳化硅基体的先进复合材料结构。先进复合材料具有很高的比刚度和比强度，以及铺层可设计性等特点，其结构在强度或刚度相同的条件下，比铝合金结构轻 30%，甚至更多。复合材料结构还具有耐久性好、可靠性高、耐腐蚀等优点。因此，先进复合材料结构已成为现代航空器中优先考虑采用的新材料新结构。复合材料结构的性能，取决于纤维和基体的品种、纤维含量、纤维方向、层数、铺层方式和顺序等参数。由于各向异性、参数多和耦合系数多，复合材料结构较金属结构的分析工作量和难度都大得多，当然其可设计性与减重效果也好得多。利用复合材料具有的高静不定度、多种耦合效应和高阻尼等特性，复合材料结构可以设计出金属结构无法实现的一些特性。例如：某方向无限刚度结构；单走向结构；无限疲劳寿命结构；振动被动控制结构；零膨胀系数结构；无气动弹性破坏结构等。在航空工业中，复合材料结构常用的制造方法有铺层、缠绕、挤拉、编织、模压、注塑等。当代世界各国先进的民航机，如波音 777，A310-300 已在尾翼一级的部件上采用了复合材料结构，美国新型战术战斗机 F-22，以及轰炸机 B-2 等飞机已在机翼和机身等主承力结构上使用了复合材料，其用量已达飞机结构总重的 30% 左右。

（撰写：刘方龙 章怡宁 修订：何君毅 审订：郦正能）

funhe cailiao lixue

复合材料力学 mechanics of composite materials 以复合材料及复合材料结构为研究对象的固体力学分支。复合材料通常是在连续的基体（如树脂、金属、陶瓷）中添加了纤维或颗粒，肉眼或稍经放大即可辨认。复合材料力学研究有细观与宏观之分。细观力学旨在细观水准上研究组分材料之间的相互作用以确定它们对复合材料性能的影响；宏观力学假设材料是均匀的，组分材料的作用只是通过平均化了的表观上的宏观性能表现出来。就叠层复合材料而言，根据不同应用可以采用不同的叠层理论。经常用经典叠层理论，分析工程梁、板、壳结构的各种力学问题，并有若干失效准则可供选择以进行强度分析。层间问题乃叠层结构所特有，也是薄弱环节之所在，其他如复合材料叠层板中的裂纹问题、应力波问题等，显然须按三维问题去分析。先进复合材料的主要缺点是它对局部冲击的耐受能力差，损伤的模式也很复杂，包括基体开裂、纤维与基体脱胶、纤维断裂、分层、组合开裂等，其中以分层形式失效最为常见，进一步使抗压强度下降。鉴于复合材料内在的复杂性，许多基本问题要靠实验先行，实验与分析、计算密切结合去探索。近十年来，智能材料与结构发展迅速，以铺层形式出现了压电纤维复合层板，并形成了一个新分支——压电复合材料力学。

（撰写：张躬行 审订：郦正能）

fuhe cailiao shixiao zhunze

复合材料失效准则 failure criteria of composite materials 评定复合材料在二维（或三维）应力状态下失效的准则。它是层压板等复合材料结构强度分析的基础。具有正交各向异性

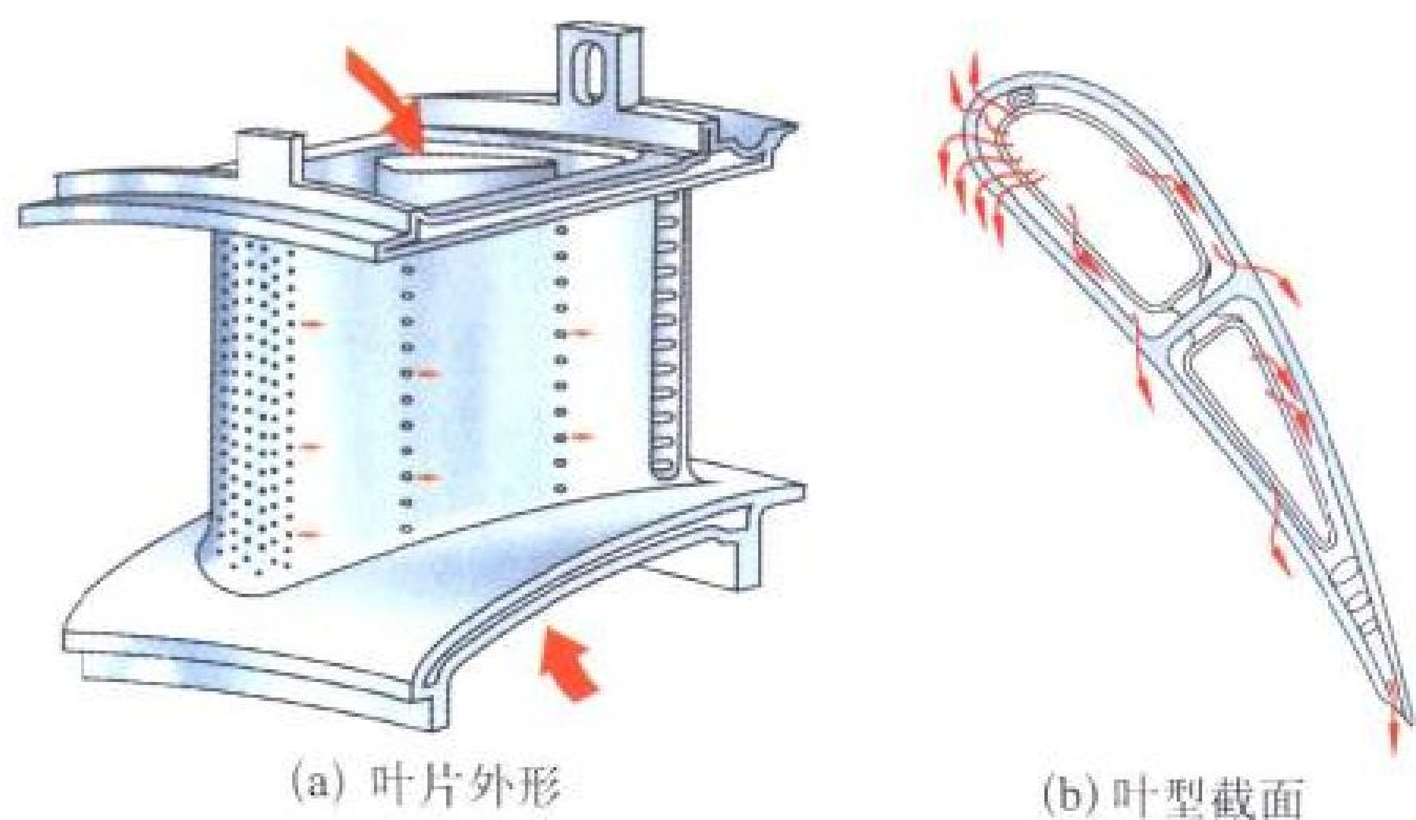
的复合材料单向板，可以在正轴条件下实验测定其强度数据。偏轴下如何？双向应力状态下又如何？显然不能无休止地实验测定，最好有个细观宏观相结合而实用的强度理论，但是没有，只能依赖假设、经验与唯象地数据拟合所建立的若干失效准则。尽管这些准则不尽如人意，但它们都不同程度地经历了成功，有着一定的普遍性。最常用的有最大应力准则、最大应变准则、蔡—希尔准则、霍夫曼准则与蔡—吴准则。前两个都是分离的五项要求，即要求层板在正轴系上的应力(应变)分量都必须小于其相应的强度值；后三个才是一个综合性的判据，其中最早提出的是蔡—希尔准则。希尔建立的是正交各向异性材料的屈服准则，从都是以线弹性行为终了为极限这个意义上说，就可以把它用作正交各向异性材料的强度失效准则，蔡注意到单向板在垂直纤维方向上的横观各向同性，于是从希尔的屈服准则简单地得到了单向板的强度失效准则，称蔡－希尔准则。霍夫曼准则是在蔡—希尔准则中增添了一次项，可以反应压、拉性能不同的材料特点。蔡—吴准则，也增添了一次项，又完备了二次项，使得它能以简洁的张量形式表示。可以证明它涵盖了蔡—希尔准则与霍夫曼准则，但由于它要求在双轴条件下实测一参数而影响其使用。（撰写：张躬行　审订：郦正能）

funhe cailiao shire xiaoying

复合材料湿热效应 hygrothermal effect for composite materials 环境温度与湿度对材料性能与结构的力学性能的影响。对于材料性能的影响由实验确定；对于结构的影响一般还要考虑由于膨胀不均或受到限制而引起的当量载荷。纤维增强树脂基的复合材料层压板，在其单层分析中就应考虑到温度与湿度变化所引起的变形，一般也都是正交各向异性的；然后按经典叠层板理论一样的步骤便可得到温度与湿度的当量载荷。湿度扩散到饱和的过程，与热扩散到平衡的过程，其时间大致是十几年与十几秒的差别，所以要详细研究过程相当复杂，一般只考虑若干重要的状态，如寿命后期含水量较大又在高温下使用的情况。（撰写：张躬行　审订：郦正能）

fuhe lengque yepian

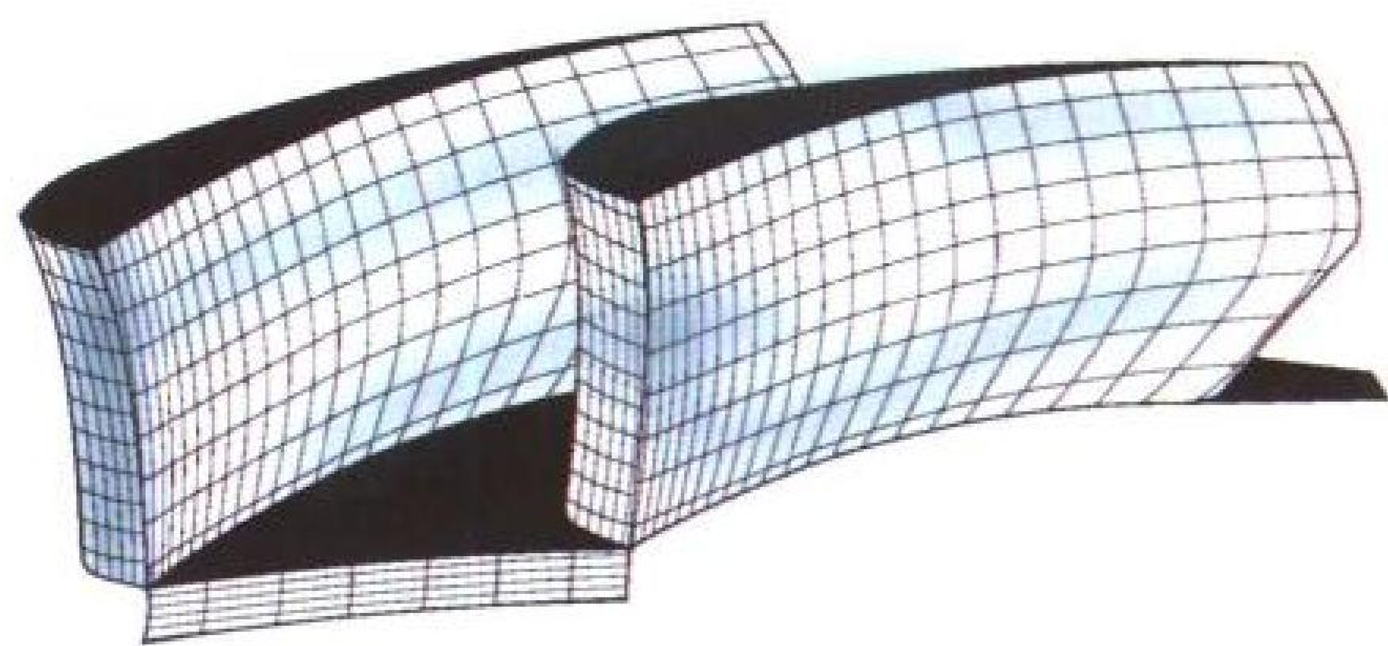
复合冷却叶片 combined cooling blade 综合采用对流、冲击和气膜冷却方式进行冷却的涡轮叶片。其特点是：以对流冷却及其强化冷却措施(如扰流柱或肋)为主，对需要局部加强冷却的部位，采用冲击冷却和气膜冷却。如在燃气对叶片传热强烈的前缘采用冲击和气膜冷却；在叶盆叶弦中部采用多孔对流或并用强化冷却措施；在后缘采用对流或并用强化冷却措施以及气膜冷却(如图)。由于对冷却方式进行了合理的组合，复合冷却叶片不但在相同冷却空气量下得到更好的平均冷却效果，同时可以使整个叶片沿弦向获得比较均匀的温度分布，从而降低了热应力，延长了叶片的工作寿命。复合冷却叶片大都采用高温耐热合金材料，经陶瓷型芯熔模精密铸造工艺制造。气膜孔加工工艺通常采用激光或电脉冲技术。（撰写：杨燕生　审订：陈光）



复合冷却导向器叶片

fuhe qingxie yepian

复合倾斜叶片 compound leaned blade 又称弯扭叶片或弓形叶片。沿叶高既扭转又弯曲的叶片。即从叶根到叶尖叶型不相同，沿叶高叶片不仅是扭转的，而且叶片的母线是弯曲的(见图)。这里所说的弯曲是指该母线在与转子旋转轴线垂直的平面内的投影是弯曲的，因此，叶盆面和叶背面与该平面的交线也是弯曲的。最早的叶片是直叶片；第二代叶片是扭叶片；第三代叶片为弯扭叶片并已成功应用于先进航空发动机涡轮。在现代叶轮机械设计中，由于三元流动理论和测试技术的发展，对气流在叶片排中的二次流动有了较深入的了解。涡轮叶片通道两端壁区中的二次流损失与由于径向压力梯度造成的沿叶身表面低能量边界层流体的径向串流、以及由于从叶盆至叶背的横向压力梯度造成的沿叶片通道内外壁面低能量边界层流体的横向串流都有很大关系。叶片弯曲对气流造成的叶片力可以减轻这种径向串流和横向串流，从而减少两端壁角区尤其是根部角区中边界层流体的堆积，使二次流损失减小，涡轮效率提高。现代涡轮叶片不仅有周向的弯曲，有时也引入子午面的掠形。有的第一级涡轮导向器叶片的外壁还采用收缩型面，可使二次流损失进一步减小。弯扭叶片的设计应与叶片两端壁的形状一起进行全三维流场分析，为此现已普遍采用三维 N-S 方程的求解程序，用数值方法来设计和优化这种新型叶片。


复合倾斜叶片

由于工作叶片的离心负荷很大，幅度较大的弯曲受到限制，所以这种复合倾斜叶片在导向器叶片中用得更多，收效更大。（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

fuheshi feiji

复合式飞机 composite aircraft 一种既有直升机旋翼、又有固定翼的飞机。它既能像直升机那样直起直落，又有像飞机那样快速灵活。

通常，这种飞机呈三翼面布局，有固定的前翼和尾翼，中间有像直升机上那样的旋翼(见图)。飞机起飞时，发动机的排气流通过管道从旋翼桨尖喷出使旋翼旋转，飞机像直升机那样垂直升空。旋翼的扭矩和飞机旋转方向，由后机身的一些小推力喷管控制，因此飞机上不必设置反扭矩尾桨。起飞后，这种飞机像直升机那样，一边升空一边加速，加速到一定速度后，开始向固定翼飞机的飞行模式过渡。此时，发动机排气流逐渐被引向常规的尾喷管，固定的前翼和尾翼的舵面同时下偏以提高升力，而旋翼将逐渐“卸载”并逐渐停

止旋转。当飞机达到一定速度后，旋翼完全“卸载”并停止旋转，桨毂被锁定，旋翼变成一固定机翼，并承担飞机飞行时所需的大部分升力。此时，前翼和尾翼的舵面也回到正常位置。



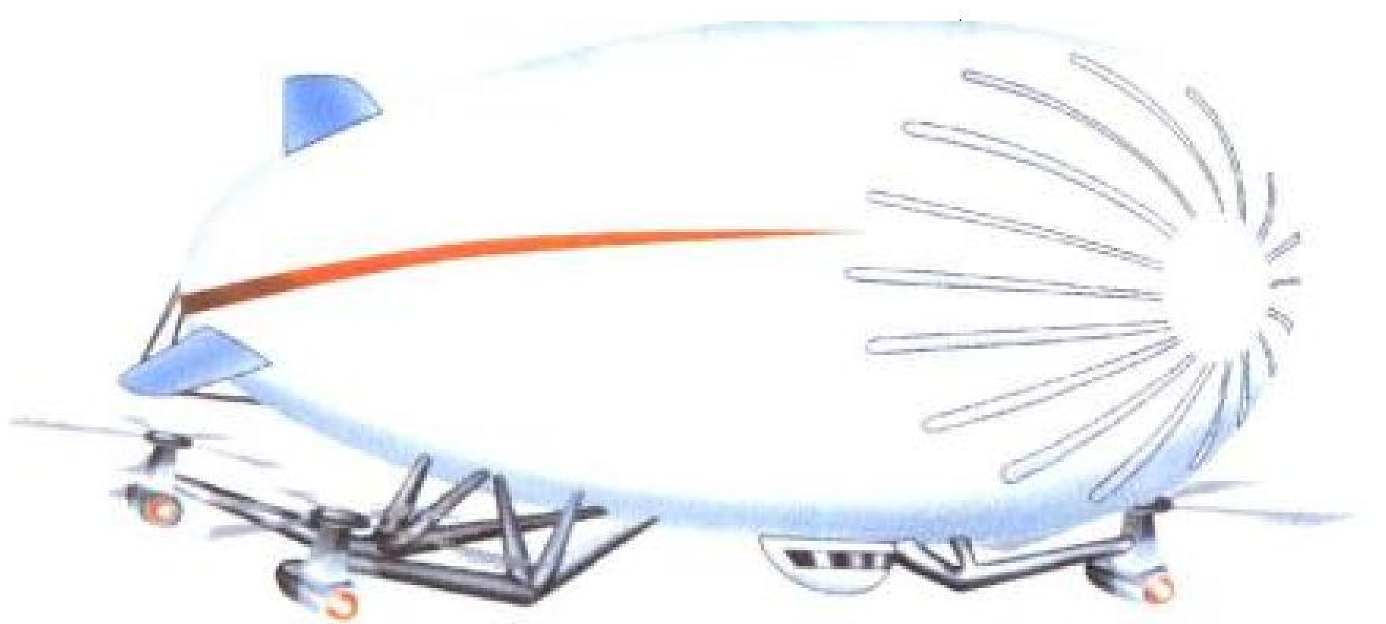
波音公司研制中的一种复合式飞机

复合式飞机与 X 翼直升机（见 X 翼直升机）的区别在于：复合式飞机，既有旋翼，又有固定翼，是一种简单的固定翼飞机和简单的直升机组合在一起；而 X 翼直升机在垂直起落及前飞时都要靠 X 翼提供升力，显然结构较为复杂。

（撰写：任源博　审订：张钟林）

fuheshi feiting

复合式飞艇　hybrid airship　既利用空气静浮力又利用气动升力的飞艇。这种飞艇具有装卸载荷不必调整压舱配重、载重量大、省油和机动性好的优点，但是也存在体积庞大、系统复杂、使用维护不便的弱点。在 20 世纪 70 年代世界上出现飞艇热潮期间，复合式飞艇曾经受到人们的广泛关注。有不少公司都提出了复合式飞艇的设想方案。美国的皮亚斯基飞机公司还试制了一架名为“直升机飞艇”的复合式飞艇（见图）。这种飞艇结合了飞艇的气囊和直升机的动力系统，



一种复合式重型起重飞艇方案图

整个飞行器的空重几乎都由气囊的静升力支承，直升机旋翼的拉力则用于支承商载和提供推进力及绕各轴线转动的操纵力。

（撰写：赵群力　审订：王道荫）

fuheshi zhishengji

复合式直升机　compound helicopter　除旋翼外还安装有固定机翼及推进装置的直升机。在悬停、垂直飞行及起降时由旋翼提供升力。前飞时所需的前进力由推进装置提供，升力由机翼和旋翼共同提供。旋翼可处于小桨距状态或自转状态。由于前飞时旋翼部分卸载，复合式直升机的速度及航程可比一般直升机大。复合式直升机的试验机已有几次尝试，但因构造复杂、成效不明显等原因，至今并没有实际应用和投入批生产。

（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

fuhe tiaozhi yinxin

复合调制引信　multiplex modulation fuze　同时采用两种或两种以上的特征波形调制载波的雷达引信。实例有用周期波加随机噪声调制载波的复合噪声调制雷达引信和窄脉冲多普勒伪随机码脉间 $0/\pi$ 调相的雷达引信等。复合调制中的发射波形较复杂，且特征性强，不仅可提高引信抗干扰能力，还可使引信获得不模糊的锐截止距离特性，从而提高引信抑制地物散射和海杂波能力，以改善引信的超低空性能。复合调制引信参数的选择要综合考虑体制间的兼容性和参数间的协调性，同时还要注意复合调制对引信可靠性带来的影响。

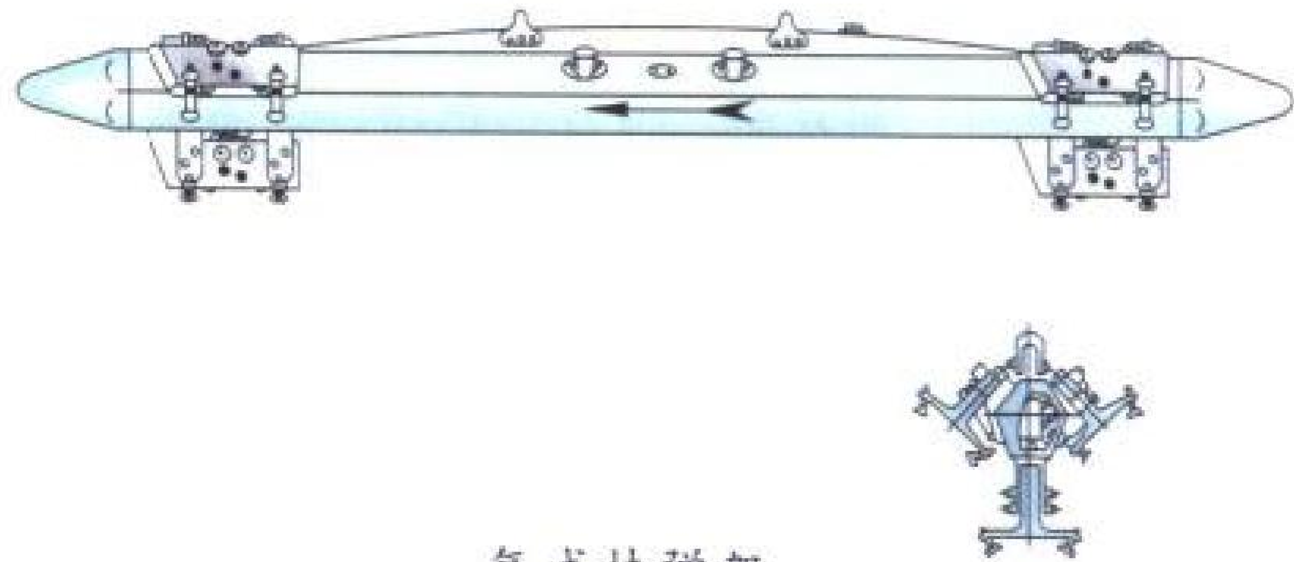
（撰写：李元级　审订：王祖典）

fuhe zhidao

复合制导　combined guidance　见航天卷。

fushi guadanjia

复式挂弹架　multiple ejection rack (MER)　能同时悬挂多颗炸弹的炸弹架组合装置，主要由断面呈六角或八角形的主梁和直接固定其上面的标准挂弹钩构成（见图）。每个标准挂弹钩上可悬挂一颗炸弹。在应急情况下，整个复式挂弹架可一齐投掉。



复式挂弹架

现代战术攻击机的武器多采用外挂方式携带，且一次出航的载弹量较大，可达数千至一万多千克。仅用炸弹舱或传统的一个外挂点只能挂一颗炸弹的挂架已不能满足要求，因而发展为一个挂点可挂多颗（一般为 6 颗）炸弹的复式挂弹架。它的优点是在不增加机上悬挂点的情况下使载弹量成倍增加。缺点是对飞机流场的干扰加大；炸弹与炸弹之间流场的干扰也很大；炸弹的投放只能按一定顺序进行；迎面阻力很大使飞机难于作超声速飞行。

（撰写：高振声　审订：王祖典）

fuza qixiang feixing

复杂气象飞行　instrument meteorological condition (IMC) flight　驾驶员在看不清天地线、地标和发光点的气象条件

轻中型运输机复杂气象条件标准

气象条件		云底高 /m		能见度 /km	
		轻型机	中型机	轻型机	中型机
高气象	昼间	≤ 300	≤ 300	2	3
	夜间				
低气象	昼间	≤ 150	≤ 200	< 2	< 3
	夜间				
最低气象	昼间	60	70	0.8	1
	夜间	80	100	1	1.5

下的飞行。包括昼间复杂气象和夜间复杂气象飞行。复杂气象是指云量七成以上的云中或云上飞行，或者能见度小于规定的云下飞行。驾驶员主要依靠机上仪表、领航设备及地面引导来确定飞机位置、操纵飞机执行飞行任务，这种飞行判断飞行状态不直观，要求驾驶员的飞行技术较高。复杂气象飞行的气象限制条件各国不同，中国空军对轻中型运输机的气象条件标准规定见表。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

fuza qixiang zhuolu yindaodeng

复杂气象着陆引导灯　landing guide light for instrument meteorological condition　供飞机在复杂气象条件下寻找机场、下滑着陆的灯。灯光为绿色。采用碘化铊探照型灯，面向着陆方向发光。该灯一般设 3 个，1 号灯设在主着陆方向保险道端场界灯一侧 30 m，2 号灯距 1 号灯 200～400m，3 号灯设在近距导航台侧边，与 1 号、2 号灯成一直线。由主方向灯光控制室(变电站)输送电源至塔台，由飞行指挥员控制。

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

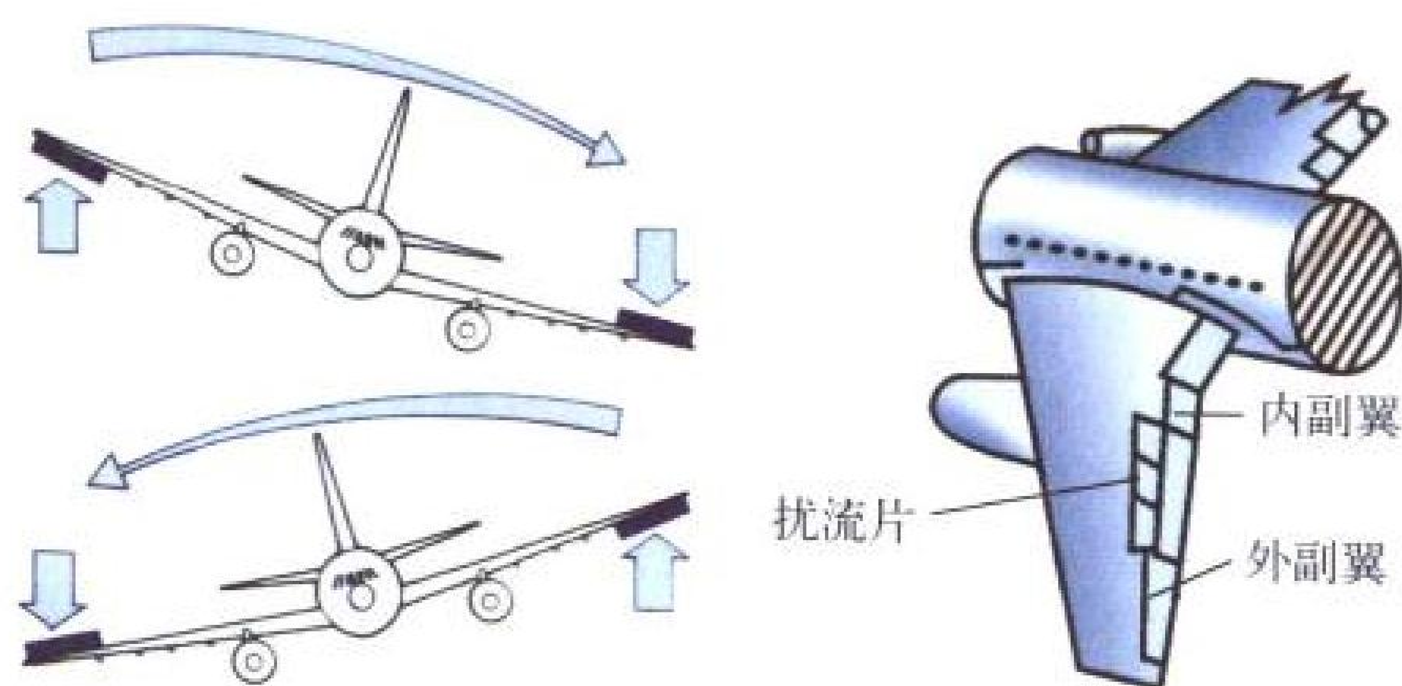
fujiashiyuan

副驾驶员　copilot　机长的助手。接受机长的命令，在飞行的各个阶段负责监控航空器。作为空勤机组第二负责人协助机长工作，当机长失去指挥能力时应承担起机长的职责。在飞行的整个阶段，除非另有规定，副驾驶员应坐在右座履行副驾驶的职责。

（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

fuyi

副翼　aileron　装在机翼后缘，用于控制飞机绕机身纵轴滚转的操纵面。在外形上，它是机翼后缘的一部分。左、右副翼对称地装在左、右机翼上，其偏转由驾驶员控制。右副翼上偏时，左副翼向下，使左、右机翼的升力不相等，从而形成一个使飞机右滚转的力矩。反之亦然。在有些具有大展弦比后掠翼的飞机上，在机翼的内侧增设一对副翼。它们和机翼外侧副翼分别称为高速副翼和低速副翼。飞机低速飞行时



副翼及其工作原理

用外侧副翼，高速时仅用内侧副翼。由于内侧副翼所在部位的机翼扭转刚度较大，在高速时仍能够保持足够的效率。内侧副翼也称为全速副翼。副翼通过两个以上悬挂接头连接在机翼后梁上。为使副翼的重心尽量靠近转轴，副翼的前缘处常装有配重，防止出现副翼的颤振。

（撰写：卫本琦　修订：赵秀丽　审订：任源博）

fuyouxiang

副油箱　drop tank　带在机翼或机身外部，必要时可随时抛掉的油箱。其主要作用是增加飞机航程。通常采用流线形外形，以减少气动阻力。尾部带有保持稳定的小翅，以保持其离机之后有合适的脱离轨迹而不致与机体相撞。飞机起飞后一般先用副油箱内的燃油。



歼8 Ⅱ 飞机的副油箱

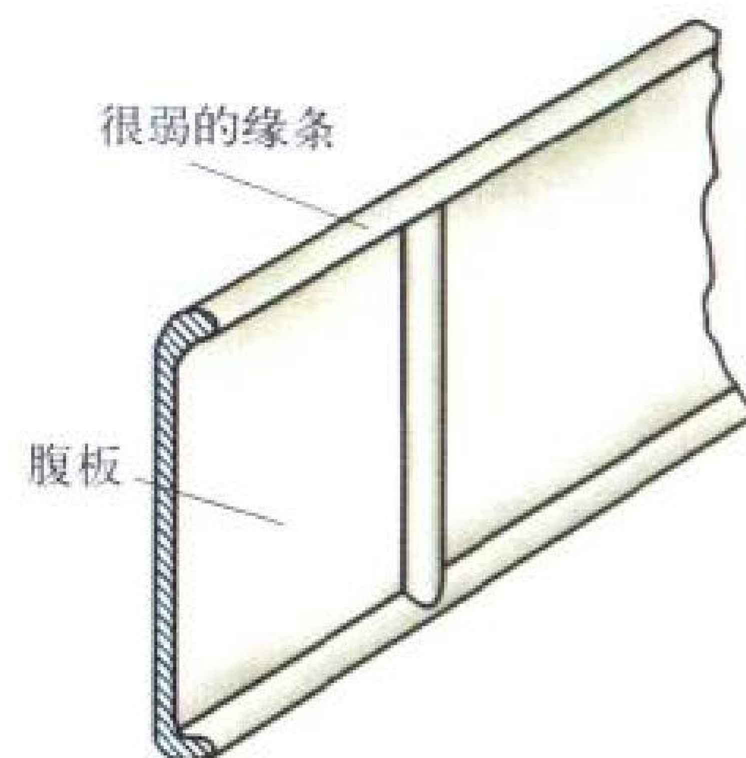
（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

fule jinyi

富勒襟翼　Fowler flap　见增升装置，图 1 (e)。

fuban

腹板　web　上下凸缘之间承受剪力的板状构件。通常以受剪的方式传递剪切力载荷。如翼梁承受机翼弯矩时，上、下翼梁凸缘分别受拉力或压力，其腹板则以承受剪切载荷的方



腹板和缘条

式承受翼梁上下凸缘传递的拉力和压力。翼肋的腹板则以承受剪流的方式承受由翼肋凸缘所受到的机翼蒙皮的气动载荷。

（撰写：赵秀丽　审订：任源博）

fuqi

腹鳍　ventral fin　沿纵向装于后机身腹部，以改善飞机航向稳定性的鱼鳍形构件。腹鳍的展弦比很小，结构刚度大，在飞机亚声速飞行时，气动效率较低。超声速飞机在高空、高速飞行时，垂直尾翼气动效率大为下降，此时由于腹鳍相对于机翼的位置较低，受机翼的影响较小。因此，现代超声速飞机多采用腹鳍。腹鳍垂直方向的高度会受到飞机起飞、着陆时不应碰地的限制，因此在设计上除了采用单腹鳍外，还有采用双腹鳍或在飞机起飞和着陆时腹鳍可向一侧折起的设计形式。

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）



GPS zhidao zhadan

GPS 制导炸弹 GPS guided bomb 见兵器卷复合制导航空炸弹。

gaijin gaixing

改进改型 modification 对现有航空产品型号进行设计更改，使其性能提高和/或增加功能、改变用途。这种设计更改根据其相对于原型机的改动范围大小分别称为改进和改型。军机的改进与改型之间没有非常严格明确的界定。适航当局对民机的设计更改有具体规定。一般来讲，改进可以是改装某项设备和系统，也可以是对结构和外形的局部更改，或增加几个客座等。改型是范围更大的更改，如加大机翼面积，改变机翼平面形状，拉长机身，更换大功率发动机，将军用运输机改为预警机，或将客机改货机，等等。飞机、发动机的改进一般不改变其型别代号，飞机、发动机的改型则以在基本型号代码后加后缀或更改后缀来表示。随着航空技术的发展，航空产品的全新研制所需经费和研制风险越来越大，因此各国都重视通过改进改型来发挥航空产品现有型号的潜力。

（撰写：贾 鑫 郑作棣 审订：金允汶）

gaizhuang xunlian

改装训练 transition training 航空兵部队在改用新航空装备时进行的专业训练，目的是使他们了解和掌握新型航空装备的使用、维修知识与操作技能，包括飞行人员改装训练和航空机务人员改装训练。前者是指飞行人员改换新机种的训练，其主要内容有改装飞机的航空理论教育与飞机驾驶技术和基本战斗技术训练。后者是指航空兵部队、飞行学院在改用新航空装备时，对航空机务人员进行的专业教育。其主要内容是新航空装备的工作原理、性能和构造，维修作业程序(包括检查程序)学习与操作，已知的主要故障和维修特殊要求等。飞行人员和航空机务人员只有经过改装训练并考试合格后，才准许使用和保障新装备。

（撰写：侯志刚 审订：王立群）

ganrao zuli

干扰阻力 interference drag 机翼与机身组合在一起时，由于流场干扰的作用，其总的阻力与它们各自阻力的和不相等，一般前者较后者稍大些，多出部分(即机翼和机身组合而增加的阻力)称之为干扰阻力。低速飞机常在机翼与机身接合处装上整流片，以避免机翼和机身接合处的气流分离，尽量减小干扰阻力。跨声速和超声速面积律，就是积极利用干扰现象，以改善飞机的气动性能的另一范例。

（撰写：陈晏清 审订：朱一锟）

ganxian keji

干线客机 trunk liner 用于大城市间航线上的客机。目前多使用中、远程的高亚声速喷气客机，载客量在 100 人以上，大体可分为150 座、200 座、300～500 座几种座级，正在发展载客量更多的客机。干线客机在安全性上符合政府颁布的适航规章，飞机气动和结构设计可靠，机载设备完善，经济性良好，乘坐舒适；装有 2 台以上大推力高涵道比涡轮风扇发动机；采用大展弦比后掠机翼和先进翼型，以便在巡航速度下获得较高的升阻比。机翼前后缘有高效率的增升装置，以提高载重量，缩短起降距离。飞机上有完善的通信、导航和其他监测管理设备，在机场导航设施的引导下具有不同程度的自动着陆能力，在复杂气象条件下和夜间都能安全起降，保证航班定期准时，同时也可以减少机组人员，降低运营费用。机身地板以上除头部驾驶舱外大部分为旅客舱，舱内一般有一个旅客过道，宽机身客机上有两个过道。地板以下为行李舱或货舱。客舱内除增压、空调、座椅设备外，还备有厨房、卫生间等生活服务设施，以及电视音响设备，供旅客娱乐之用。干线客机在设备完善的大型机场起降。



空中客车公司的A330干线客机

（撰写：程不时 修订：赵群力 审订：任源博）

gangdu xishu

刚度系数 stiffness coefficient 表述结构刚度的系数(参见结构刚度)。刚度系数是按自由度定义的，在结构 i 自由度施加载荷，在 j 自由度产生位移，其刚度系数 k_{ij} 定义为，结构在 j 自由度为单位位移，而结构其他自由度皆为零时，在 i 自由度所需的载荷值。刚度系数愈大，即产生单位位移所需的外力愈大，结构愈刚硬。概念上，刚度是柔度的逆。在有限元法位移模型理论中，由结构各节点各自由度方向上的刚度系数构成结构的刚度矩阵，这是该法的关键步骤。在线性理论中刚度系数与刚度矩阵仅取决于材料性质与结构形式。但对非线性理论，刚度矩阵不仅与上述因素有关，还与应力、位移的分布、大小与方向相关。

（撰写：何君毅 审订：张躬行）

gangxing daomian

刚性道面 rigid pavement 面层为抗弯能力较高的混凝土的道面。它通过基层与垫层将载荷分布到土基上。图为由混凝土板铺成的刚性道面。



混凝土刚性道面

（撰写：王立群 审订：陈志伟）

gangxing zhuanzi

刚性转子 rigid rotor 在工作转速范围内不会出现临界转速的转子。其自身结构具有较强的抗弯刚度，其临界转速远高于工作转速。在工作转速范围内可能出现某些临界转速，但属于转子由于柔性支承而形成的平动或倾斜的振型，这种转子称为安放在柔性支承上的刚性转子。航空燃气涡轮发动机上大多数都是刚性转子或安放在柔性支承上的刚性转子。

（撰写：黄太平 审订：陈大光）

gaochaoshengsu feiji

高超声速飞机 hypersonic aircraft 最大平飞马赫数大于5的飞机。今后有可能发展和研制的一种洲际飞行器。

高超声速飞行时，激波强度高，激波和物面之间的夹角小，激波和边界层间的严重干扰恶化了流场。特别是空气动力和热作用，使机身头部和机翼前缘会达到上千摄氏度的高温，使空气分子离解成为带电的离子，从而出现了极为复杂的流动现象。

为适应这种情况，高超声速飞机多采用极为细长的机身和前缘后掠角很大的箭形机翼，且多使用翼身融合体布局。翼剖面则为具有小钝头的薄翼型。



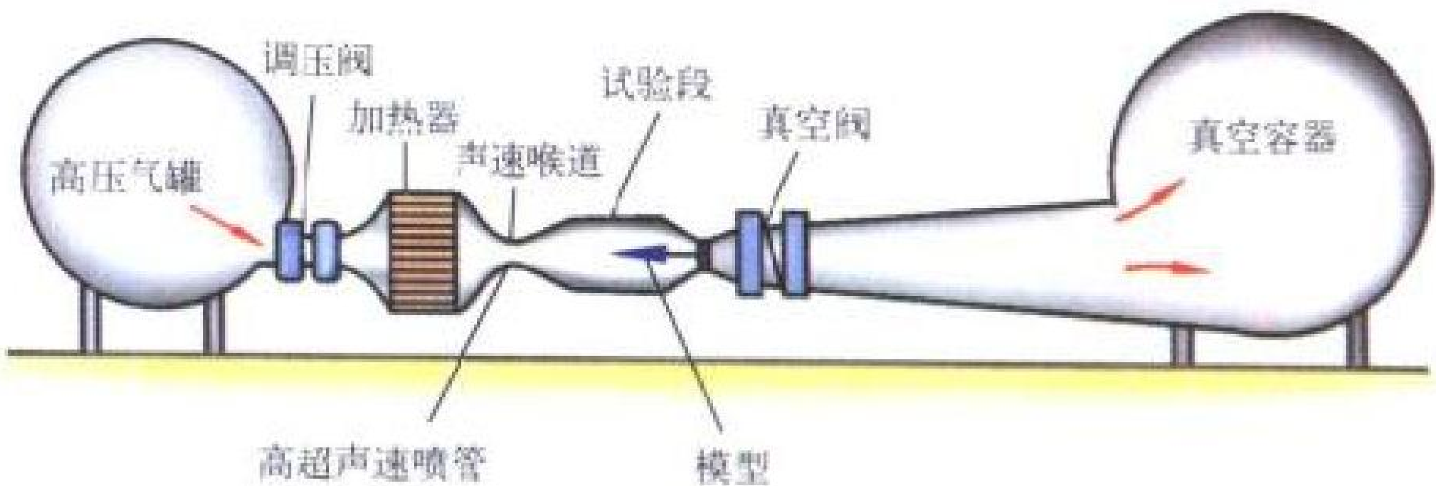
美国的X-15高超声速试验机

为适应严酷的气动加热环境，飞机结构设计应考虑热强度问题，并采用热防护措施，如采用耐热材料（钛合金和不锈钢等）、加装隔热设备和安装冷却系统等。

动力装置则多为涡轮喷气、冲压喷气和火箭的复合发动机。当前世界上尚无服役的高超声速飞机。美国在20世纪50年代末期，曾研制成功用火箭推进的X-15试验机（见图），其最大马赫数曾达到6.7，最大飞行高度108 km，主要用于研究高超声速飞行时的气动加热和驾驶员的生理反应等问题。 （撰写：王建培 修订：赵群力 审订：任源博）

gaochaoshengsu fengdong

高超声速风洞 hypersonic wind tunnel 试验段气流的马赫数为5～12的风洞。它是研究飞行器高超声速空气动力特性的重要地面设备。其工作原理和结构形式与超声速风洞基本相同。其特点在于上游除采用高压空气吹冲外，在下游出口处接一容积很大的真空箱（或用高压空气引射），即靠上冲下吸形成很大的压力差，以获得$M>5$的高超声速气流；另外一个特点是由于气流经过喷管加速到高超声速的过程会急剧膨胀，温度会随之急剧下降，从而引起气体的自动液化。为了防止液化，需要在稳定段安装加热器，但总温提高又使喷管喉部过热，又需在该处采取冷却措施。在高超声速条件下，喷管壁面形状变化急剧，喉部窄小，在高温下容易变形，故通常采用轴对称喷管。常规的高超声速风洞一般为间歇式（见图），工作时间由几十秒到几分钟，为了防止启动时模型承受冲击载荷，在试验段有模型收放装置。



间歇式常规高超声速风洞示意图

（撰写：范洁川 审订：吕志咏）

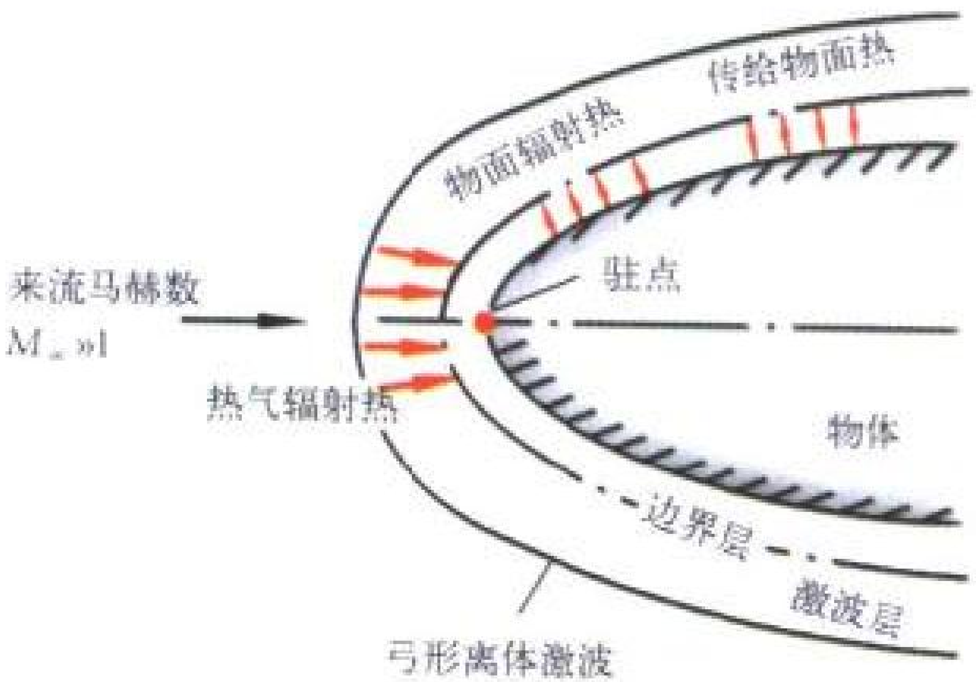
gaochaoshengsu jinqidao

高超声速进气道 hypersonic inlet 适用于高超声速飞行的推进系统的进气装置。高超声速条件下激波角很小，与进气道外压缩面很接近，为了飞行器总体气动和结构的合理布局，通常采用进气道和前机身一体化设计，将前机身表面作为高超声气流的压缩面。在高超声速飞行条件下，进气道结构承受高热载荷，激波边界层干扰严重，因此在设计中需采用冷却和热防护以及边界层控制技术。

（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

gaochaoshengsu liudong

高超声速流动 hypersonic flow 马赫数远大于1的超声速流动。它的马赫数范围与绕流物形等有关。一般指来流马赫数$M\geqslant 5$的流动。与低亚声速流不同，高超声速流中速度相对变化很小，而压力、密度、温度等相对变化很大，温度变化成为马赫数变化的主要原因。典型的高超声速流场见图。实际物体（如机翼或机身）前缘或头部总有圆角，物体头



高超声速流场

部前面出现弓形离体激波，激波与物面之间为激波层。激波层温度很高（$T\geqslant 2500$ K），足以使空气分解，甚至电离（当

$T \geqslant 4000$ K)。这时已不能假定空气是完全气体，完全气体的状态方程无效，比热比也不再是常数。边界层热量通过传导和扩散传到物面上；在物体头部附近，激波层里的热空气也将热直接辐射到物面上；同时，高温物面也将部分热量辐射出去(参见气动加热)。因此，设计高超声速飞行器时必须解决气动加热问题。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

gaodiwen qidong shiyan

高、低温起动试验　high / low-temperature start test　在装有典型起动装置的发动机上，按标准起动程序，在自然或人为的高、低温条件下(温度应符合发动机规范规定)进行的起动试验。航空发动机应根据使用环境温度范围经受高、低温起动试验，在《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》中予以规定。（撰写：刘大响　审订：夏光义）

gaodizhou fuhe pilao

高低周复合疲劳　low cycle and high cycle combined fatigue　构件在高周应力和低周应力同时作用下产生的疲劳现象。航空燃气涡轮发动机上某些零件，例如叶片、轮盘和轴等，当转速自零增加到最大转速再回到停车状态，其应力循环相当于低周疲劳。这些零件又同时受到振动应力作用，相当于高周疲劳，因此称为高低周复合疲劳。

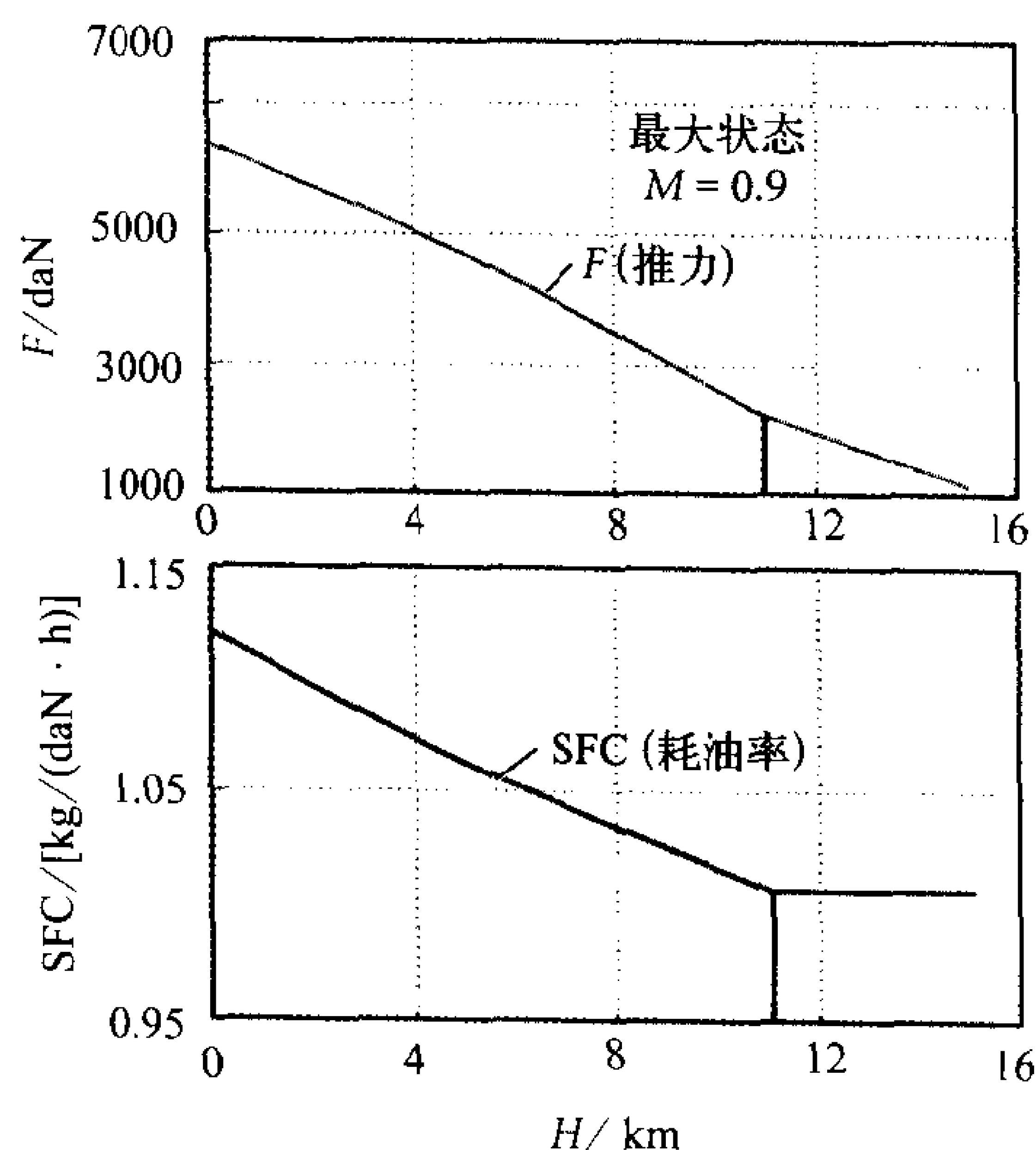
（撰写：郑光华　修订：陈光　审订：陈大光）

gaodu baochi

高度保持　altitude hold　自动飞行控制系统的一种工作模态。在飞行过程中使飞机的飞行高度保持不变。飞行高度是飞机在空中距某一基准面的垂直距离。基准面不同，有不同的高度定义，一般分为：标准气压高度、绝对高度、真实高度和相对高度。在巡航飞行时常采用标准气压高度，进场着陆时采用相对高度，而在低空突防时采用真实高度。不同飞行状态时的高度保持，采用不同的高度测量元件。飞机在定高飞行过程中，受到外界干扰使飞行高度发生变化时，高度传感器感受到高度偏差信号，通过自动飞行控制系统控制飞机回到给定高度上飞行。（撰写：王宗学　审订：王占林）

gaodu texing

高度特性　altitude performance, performance lapse with altitude　在给定的飞行速度(或飞行马赫数)、发动机工作状态和控制规律下，发动机推力(或功率)和耗油率随飞行高度的变化关系。发动机的每种工作状态都有对应的高度特性。图中给出发动机在最大状态工作时飞行马赫数为 0.9 的典型高度特性，随着高度增加，推力下降，耗油率也下降，但高度在 11 km 以上，耗油率保持不变。高度特性是飞机选择动力装置的重要依据之一。（撰写：张津　审订：陈大光）



发动机高度特性

gaofenbianlü geshi

高分辨率格式　high resolution scheme　求解具有间断解的微分方程中构造的一种无振荡或基本无振荡的且对激波解具有高分辨率的差分格式。（撰写：董海涛　审订：李椿萱）

gaofuhe wolun

高负荷涡轮　heavy load turbine　又称大载荷涡轮。涡轮级载荷系数高的涡轮。级的轮缘功与工作叶片平均直径处圆周速度平方之比为级载荷系数。航空燃气涡轮的级载荷系数通常为 1.5 ~ 2.5 。高负荷涡轮通常是指级载荷系数达 2.0 以上的涡轮。增大叶栅出口气流马赫数和气流折转角可以提高级载荷系数，但涡轮效率会有所降低。为了提高级负荷，已经研究了超声速和跨声速涡轮以及各种增大折转角的新式叶片，如串列式叶片、喷气襟翼叶片、带旋涡发生器叶片和切向喷气叶片等。提高级载荷系数能减少涡轮级数，从而减轻重量，提高发动机推重比，降低制造和使用维修成本。

（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

gaoguozai tanshe zuoyi

高过载弹射座椅　high acceleration ejection seat, high g seat　又称高加速度座椅，高过载座舱座椅。改变乘员坐姿以提高耐过载能力的弹射座椅。乘员接近直立坐姿(后倾 16° ~20°)的弹射座椅在高过载机动飞行时易使乘员发生视觉丧失。后仰坐姿和俯伏坐姿可提高人体耐过载能力，使飞机在整个飞行包线内发挥机动性能。座椅后仰 60° ~70° 或俯伏 30° 为宜。飞机作高加速度机动飞行时利用气压式或机械式调节机构使椅背从正常位置向后旋转，乘员在 3 s 内处于后倾 65° 的半仰卧状态，限动系统使四肢保持在确切位置，从而提高乘员耐过载能力(可承受 12 g)。应急时依靠应急机构在 0.3 s 内使椅背自动恢复到正常位置，然后弹射。按坐姿分俯伏式弹射座椅和后仰姿弹射座椅。后仰姿座椅分后倾角可改变和后倾角固定不变两种。后倾角可改变座椅有充气垫式弹射座椅和铰接式弹射座椅。采用充气垫抬高臀部和躯体达到人体后仰目的的弹射座椅称充气垫式弹射座椅。采用铰接方式改变座面角和椅背角使人体后仰的弹射座椅称铰接式弹射座椅，又分肩枢式和背枢式两种。椅背转动支点在肩部位置的铰接式弹射座椅称肩枢式弹射座椅(又称肩部铰接座椅)，具有座椅结构简单、头和肩位保持相对不变、座舱布局变化小等优点；椅背转动支点在背部的铰接式弹射座椅称背枢式弹射座椅(又称背部铰接座椅)。后仰角固定不变是指座面角和椅背角不调节(装机、飞行和弹射时倾角不变)，可将舱盖与座椅做成一个密封体弹离飞机，然后抛盖、射出救生伞和人椅分离，也可采用分离座舱式。安装使用高过载弹射座椅要求座舱有较大的空间，一般需采用新型飞行操纵方法(如侧杆式电传操纵)和新型仪表显示系统，适用于加速度较大的高性能飞机(如 F-16 飞机)。

（撰写：李锐　高闻天　审订：袁修干）

G

gaoji jiaolianji

高级教练机 advanced trainer 用于训练学员掌握作战飞机飞行技术，进行高级特技飞行、仪表飞行和基本战术飞行训练的教练机。高级教练机是跨声速或超声速的具有接近作战飞机性能的喷气式飞机，可以用来训练攻击目标等战斗飞行技术，最大平飞马赫数为0.85～1.6，具有完善的仪表航行设备和武器系统，能在复杂气象条件下进行战斗训练和武器使



美国的T-38高级教练机

用的训练。飞机上还有较多的武器悬挂点，可以用作攻击机。美国的T-38是专门设计的高级教练机，有一些高级教练机则是在某种飞机基础上改型而成的，如中国的歼教6、歼教7等。（撰写：曹名 修订：赵群力 审订：任源博）

gaokong daichangfu

高空代偿服 high altitude compensating suit 又称部分压力服。依靠张紧装置对人体部分体表施加压力，以对抗体内压力的防护服。加压供氧使体内压力大于体表压力，易发生高空组织气肿；使用高空代偿服对体表施压，使体表压力平衡（或略大于）体内压力，可避免之。它由代偿服主体和高空代偿服张紧装置两大部分组成，分侧管式和囊式两类。仅对躯干施压代偿的高空代偿服称代偿背心。代偿服一般在18（或16）km高度以下与加压供氧面罩配套；18（或16）km以上与加压头盔配套；19（或18）km以上再配用代偿手套和代偿袜。加压供氧面罩（或加压头盔）内的余压、高空代偿服张紧装置内压力以及二者的压力比均由加压供氧调节器按高度自动控制。高空代偿服于20世纪50年代出现，先后被许多国家采用，结构简单，但对体表施压不均（若干部位代偿压力不足或完全无代偿压力），实际只用于高空座舱减压或应急离机短时应急保护，常与抗荷服、调温服等构成联合服。

（撰写：刘克定 审订：袁修干）

gaokong feixing

高空飞行 high altitude flight 飞机在7000～15000 m高度之间的飞行。飞机在高度15000 m以上的飞行称超高空飞行。在高空飞行的特点是随高度增加，飞机性能变差，飞机操纵性、稳定性都不如在中、低空飞行，一般不能作大动作量的机动飞行，作战时在高空易被雷达发现，可能受到地空导弹的攻击。高空飞行时飞机进入拉烟层而拉烟，容易被敌机发现。在高空飞行飞行员视野广阔，目视地面范围大，距离远，容易确定飞机位置。喷气式飞机高空耗油量减小，航程增大，机载电子设备有效距离增大。随着高度增加飞机受云的影响也越来越小。（撰写：李玉璞 审订：李志强）

gaokong fengche xuanzhuan shiyan

高空风车旋转试验 altitude windmilling test 在航空发动机高空模拟试验设备上模拟发动机风车旋转包线内的发动机进、出口气流压差条件，使发动机在高空风车状态连续旋转的试验。试验内容主要包括：测量风车阻力和风车转速与飞行马赫数的关系；测量发动机的滑油消耗量；在有和没有飞机最大引气和飞机附件功率提取时测定风车转速；测定传动飞机附件可用的功率；测定风车旋转时可用的飞机引气量；测定滑油消耗完后风车的最小持续运转时间。试验目的是：(1) 验证在规定工作包线内及飞机飞行任务最长的时间内（长达5 h以上）发动机是否有持续风车工作的能力；(2) 验证发动机空中起动和正常工作的能力；(3) 确定滑油消耗完后风车旋转持续时间的极限和发动机的结构完整性。

（撰写：杜鹤龄 审订：刘大响）

gaokong guanzhiqu

高空管制区 high altitude flight control area 为对高空航路实施飞行管制而在全国范围内划设的若干个互相毗邻的管制区。范围大体上和飞行管制分区相对应。（撰写：管德）

gaokong huanjing moni shiyan shebei

高空环境模拟试验设备 high-altitude environmental simulation equipment 能模拟各种飞行状态进行飞机空气调节系统性能试验的地面试验装置。应具有：(1) 高空环境模拟；(2)



高空环境模拟试验设备框图

高、低温环境模拟；(3) 常压及变压气流的湿度模拟；(4) 各种不同飞行状态下空调系统气源（如发动机引气或座舱增压器）供气参数的模拟以及冲压空气参数的模拟等能力。一般由试验舱、真空系统、供气系统、冲压空气系统、加湿与除湿系统、座舱或设备舱加热和低温环境模拟系统组成。此外，还必须具有先进的温度、压力、流量、湿度等参数测量和控制以及数据处理等测量控制系统。

（撰写：李峻峰 审订：袁修干）

gaokong jianyabing

高空减压病 altitude decompression sickness 又称气体栓塞症。因环境气压降低到使人体体液内溶解的氮气游离并形成气泡引起的病症。症状有：屈肢痛（气泡聚集于肢体关节引起的关节痛）、皮肤痒、刺痛、气哽（气泡出现在呼吸系统引起的病症）、视觉机能障碍，严重者出现四肢无力、虚脱或瘫痪。一般在降到地面后症状消失，极少数症状仍持续甚至恶化。当体内氮气过饱和程度为海平面的2倍（高度约为5.5 km）时，开始有气泡形成，少数人发病；过饱和程度超过2.8倍（高度为8 km）时，发病率明显增高。通常把8 km作为减压病发生的阈值高度（也有将5.5 km视为发生减压病的最低高度）。通常采用的预防措施：(1) 采用增压座舱；(2) 预先吸氧排氮，即高空飞行前一段时间呼吸纯氧，使体内溶解的氮气通过血液循环弥散出来；(3) 加强卫生保障措施，如防止身体过重，出现减压病时及时下降飞行高度，必要时用高压氧舱

进行治疗。（撰写：肖华军　张玉明　审订：袁修干）

gaokong moni shichetai

高空模拟试车台　altitude simulation test bed　简称高空台。地面模拟发动机在空中飞行时的高度、速度条件的试车台。高空台主要有三种形式：连接式、自由射流式和推进风洞。我国 SB 101 高空台为连接式高空台。这种设备模拟发动机从压气机（或风扇）进口到尾喷管出口的内部气流流动，而不模拟发动机外部气流流动。它只需将相当于飞行条件下飞机进气道出口状态的总温、总压的空气供给发动机，并在发动机周围的试验舱内造成相当于飞行高度的静压。

连接式高空台的应用是解决发动机本身的基本问题——内部气动热力性能和结构强度性能等，它是三种形式高空台中最简单、最经济的一种。目前，连接式高空台在世界上得到了广泛的应用。（撰写：徐通源　审订：郭昕）

gaokong queyang

高空缺氧　altitude hypoxia, altitude anoxia　又称低压性缺氧。人体暴露于高空低气压环境里，因吸入大气氧分压降低引起的生理机能障碍。以暴发性高空缺氧和急性高空缺氧为多见。暴发性高空缺氧指发展非常迅速、程度极为严重的高空缺氧，常在气密座舱迅速减压、座舱增压系统失灵、呼吸供氧突然中断等情况下发生。人体突然暴露于稀薄空气，出现氧的反向弥散（肺泡氧分压迅速降低，形成混合静脉血中的氧向肺泡中弥散），身体代偿机能来不及发挥作用，突然发生意识丧失。急性高空缺氧指在数分钟到几小时内人体暴露在低气压环境中引起的缺氧，多见于舱压降低和供氧不足。症状因高度和暴露时间而异，如头昏、视力模糊、情绪反应异常等。情绪反应异常常会使飞行员丧失及时采取措施的时机。根据人体在各高度上吸空气和吸纯氧的生理等值高度上发生的缺氧反应对工作能力的影响，分为无反应、功效保证、功效允许、完全、耐限和极限区。防止高空缺氧的主要措施有：(1) 正确配备和使用供氧系统；(2) 高空生理训练，提高飞行员缺氧耐力和应急处置能力。

急性高空缺氧的程度和区域的划分

呼吸空气高度/km	吸纯氧生理等值高度/km	缺氧程度	功效水平
1.5	10.0～12.0	轻度	无反应区
3.0			功效保证区
4.0	12.0～13.0	中度	功效允许区
5.0			安全区
6.0	13.0～14.0	重度	耐限区
7.0 以上	14.0 以上		极限区

（撰写：张玉明　肖华军　审订：袁修干）

gaokong zhuangju gongzuofang

高空装具工作房　altitude suit shop　维修、检测和保管驾驶员代偿服、抗荷服、飞行头盔等高空装具的场所。它通常建在滑行道外侧的指挥塔台附近，也可建在驾驶员战斗值班室附近，设有存放间、工作间、晾衣间、真空泵间、氧气瓶间等。其中存放间的相对湿度要求为 60% 左右。存放间和工作间要安装空调设备。（撰写：王立群　审订：姬永兴）

gaokong zuzhi qizhong

高空组织气肿　aeroemphysema　见体液沸腾。

gao leinuoshu fengdong

高雷诺数风洞　high Reynolds number wind tunnel　试验雷诺数接近于飞行器实际飞行雷诺数的风洞。雷诺数是风洞试验的一个重要相似参数。用全尺寸飞机在风洞中得到真实的飞行雷诺数是很困难的，然而用非全尺寸风洞有可能增加其试验雷诺数。在一定马赫数下，提高风洞试验雷诺数有如下三种途径：一是增加气流总压；二是降低气流温度；三是增大模型尺寸。增压风洞、低温风洞和全尺寸风洞均属于高雷诺数风洞。在给定尺寸和速度下，雷诺数增加与压力增加成正比。降低温度有两种途径：一种是改变工作介质，例如，在给定的输入功率下，使用氟利昂 12 可以使马赫数增加 2.5 倍，雷诺数增加 3.6 倍；另一种是在空气中喷射液氮，使其冷却，雷诺数可由 10^6 增加到 10^8 或更高。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

gaopin shujulian

高频数据链　high frequency data link (HFDL)　工作在高频（HF）频段的空地数据通信链路。它是一种传播性能不稳定的超视距通信系统，采用面向比特协议，与航空电信网（ATN）兼容。由于高频信道传播特性的可变性，系统地面站采用一站多频、昼夜换频的频率管理技术，机载设备则采用自适应选频技术以改善传播的不稳定性。系统还采用前向纠错（FEC）、自动反馈纠错（ARQ）、自适应通道平衡、去交织和循环冗余校验等数字处理技术以保证数据的完好性。高频数据链由地面站、机载设备和网管中心组成。每个地面站均以世界协调时（UTC）为基准。系统采用时分多址（TDMA）介质访问方式，每个主帧 32 s，分为 13 个时隙，每个时隙都能实现动态指配，其中第一个时隙，每个地面站都发送上行广播数据。其数据中包含空地同步信息、本地面站识别码、各飞机使用时隙分配信息、预留的竞争接入时隙等。飞机依靠上述信息保持与地面的同步并按约定方式通信。机载设备通过自动链路建立功能，选择合适的地面站和频率，与想要通信的部门建立空地数据链路，这时飞机就可以在地面站分配的时隙发下行数据。地面站的分布和数量决定了通信覆盖和管理飞机数量。网管中心的任务是对网络资源、网络运行和网络间的路由进行管理，对网络运行状态进行监控。

（撰写：薛文安　审订：周其焕）

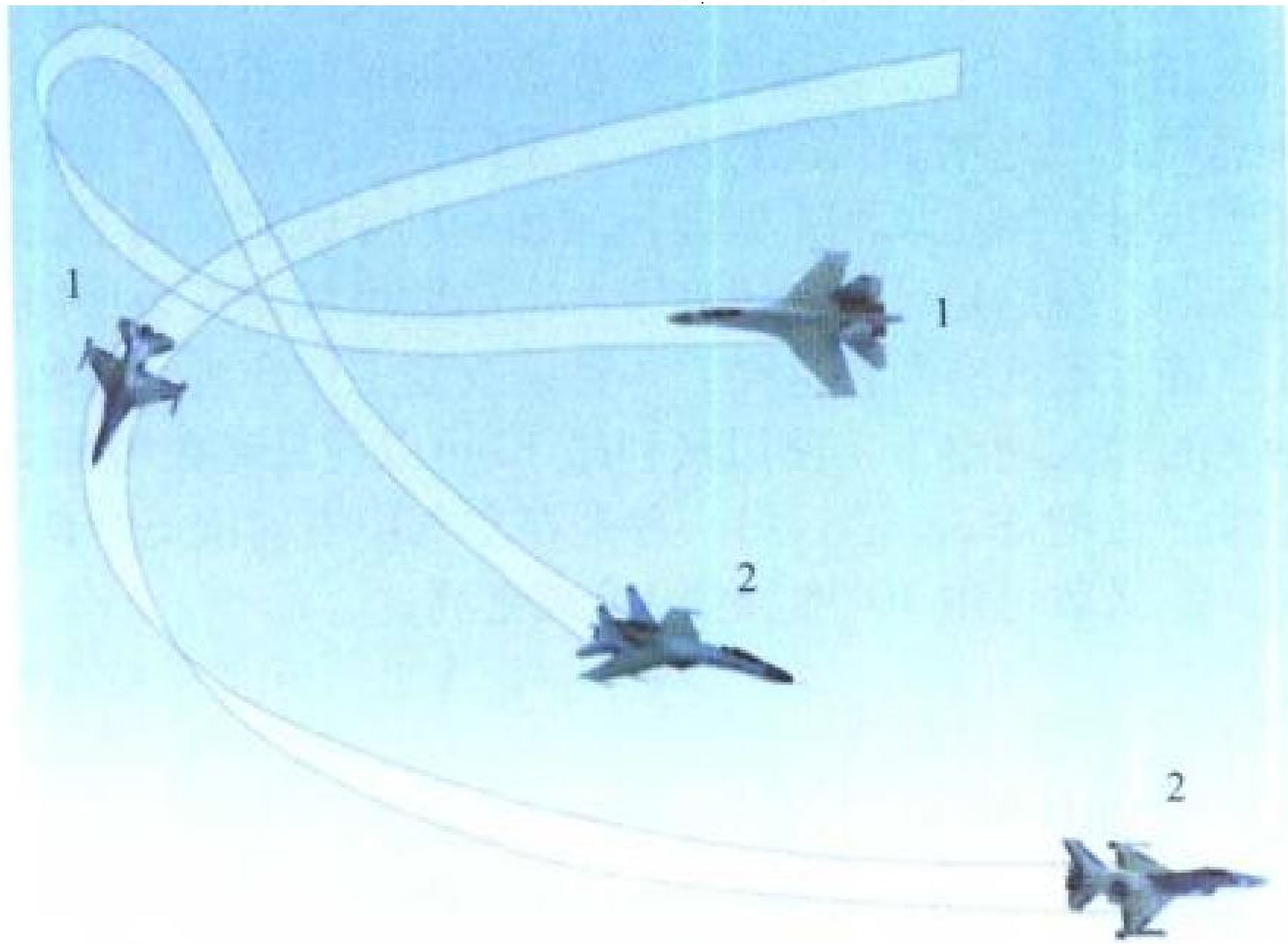
gaosu tanshe fanghu zhuangzhi

高速弹射防护装置　high speed ejection protection unit　弹射离机时自动约束（或限制）乘员，以保护乘员免受高速气流吹袭损伤、人椅分离前自动解脱的装置，包括护头装置、四肢约束装置。有的装置（如激波锥、滞流栅板）不起约束作用，而是减小作用在人体上的动压，保护乘员免受气流吹袭损伤，也是高速弹射防护装置。高速气流吹袭造成乘员伤亡是高速弹射救生的严重问题，速度越大，伤亡越大。20 世纪 50 年代初开始考虑对气流吹袭的防护问题，出现紧握弹射手柄防止上肢甩打的方法和使用面帘、脚卡等防护装置。敞开式弹射座椅必须装备多种有效的气流吹袭防护装置。由于各国十分重视，所以各种新型有效的防护装置不断出现。高速弹射防护装置也可以保护人体免受弹射过程中的碰撞损伤（四肢与座舱相碰造成损伤）。（撰写：高闻天　审订：袁修干）

gaosu youyou

高速悠悠　high speed yo-yo　一种喷气式战斗机高速空战

格斗中同时进行高度和航向变化机动的战术动作。由中国人民志愿军空军在20世纪50年代初抗美援朝时发展起来，当时没有专门名字，只称为“向上综合机动”。后来美国空军起名为高速悠悠（如图所示），已为各国空战文献中采用。悠

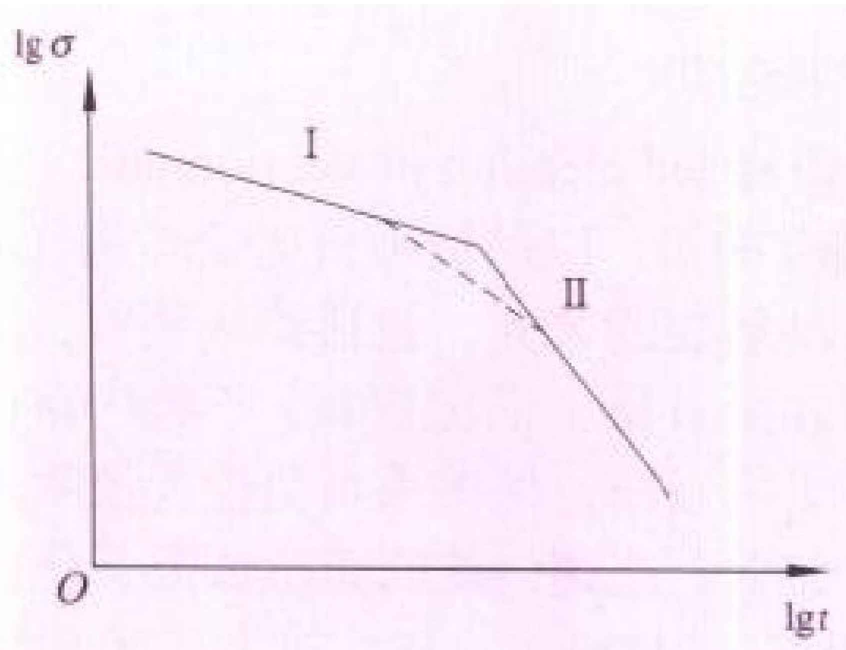


高速悠悠战术

悠（yo-yo）是我国儿童玩具悠悠球传入美国后的叫法。具体动作过程为：飞机进入尾追攻击时，由于速度过大或从侧方接敌进入角不合适，不与敌机在同一水平面上转弯，改为在不超过敌机的前提下拉杆上升。当飞机上升减速到接近角点速度（飞机瞬时转弯角速度最大时对应的速度）立即偏转机头实施俯冲攻击。这种动作开始时好像准备脱离战斗，但随后又“拉”回来进攻，情况与悠悠球的运动相似。它有两大优点，一是克服追击时速度过大容易造成冲前的危险，二是利用角点速度转弯快的特性可以迅速咬住目标。在现代使用全向格斗空空导弹为主的空战中，它仍可在一定条件下发挥作用。 （撰写：朱宝鎏　审订：顾诵芬）

gaowen chijiu shiyan

高温持久试验　endurance test at elevated temperature　用来确定材料高温持久强度的试验。通常，试样在一定温度下承受固定的拉伸载荷，试验进行到断裂为止，记录从加载到断裂的持续时间，同时测定延伸率和断面收缩率。一般把试验结果用等温线表示在应力—时间（$\sigma-t$）坐标上或者表示在$\lg\sigma-\lg t$坐标上。在双对数坐标上（见图），一般可得到便于使用的两条直线。其转折点表示破坏性质的转变，Ⅰ段对应韧性断裂，Ⅱ段对应脆性断裂。转折点的位置随材料和温度而异。一般的高温持久试验要求进行到明显地出现转折点及第二段直线。有时转折点不明显，在两条直线之间有一过渡段，如图中虚线所示。过渡段对应材料的中间断裂形式。长时间（如103 h以上）持久试验要消耗大量人力和机时，强度工作者要求按短时试验数据外推长时持久强度，由于等温线的转折导致线性外推的不可靠，目前广泛使用基于速率过程理论或试验性的各种时温参数方程处理拟合和外推试验结果，给出具有一定置信度和存活率的持久强度。为了更好地模拟实际结构情况，常测



高温持久强度曲线图

试各种应力集中条件下的持久强度。

（撰写：俞树奎　朱梅庄　审订：张躬行）

gaowen duanlie rendu shiyan

高温断裂韧度试验　fracture toughness test at elevated temperature　测定材料在高温环境下断裂韧度的强度试验。高温断裂韧度分为高温平面应变与平面应力断裂韧度两类，工程使用的有高温平面应变断裂韧度K_{Ic}^{T}、高温表面裂纹断裂韧度K_{Ie}^{T}、高温弹塑性断裂阻力T_{R}^{T}曲线、高温板材平面应力阻力K_{R}^{T}曲线等，它们都是高温下材料固有的常数。测定高温下材料断裂韧度的试验方法目前还没有标准，一般参照室温断裂韧度试验标准进行测试，但要作如下重要修正。

⑴ 确定试件尺寸及判据的公式中，应采用高温材料参数，如K_{Ic}^{T}、$\sigma_{0.2}^{T}$、σ_{y}^{T}、E^{T}等代替室温下对应材料参数；

⑵ 试样在加热器内进行测试，应保证温度、温度梯度、温度波动在给定的范围内；

⑶ 试样缓慢升温达到试验温度，经保温达到均匀温度后，才能开始加载试验；

⑷ 应使用高温位移计直接装卡到试样上。使用前高温位移计必须在试验温度下严格标定。每次必须取下重新装卡，保证位移计在工作范围内的相对误差小于规定值。也可以使用室温位移计，通过裂纹张开位移引出装置把位移引到加热器外测试。 （撰写：俞树奎　朱梅庄　审订：张躬行）

gaowen pilao

高温疲劳　fatigue at elevated temperature　高温环境中材料或结构受交变应力反复作用而产生的疲劳。另一种现象是载荷与温度以同相位或异相位周期变化称热机械疲劳，多见于航空发动机，目前对其研究尚不成熟。在高温环境中材料的力学性能会发生变化，其弹性模量、强度极限等将下降，材料的疲劳特性也下降。高温疲劳引起的破坏大多呈塑性破坏，包括与时间相关的蠕变因素，形成疲劳—蠕变的交互影响。高温疲劳与应力水平、温度水平、载荷频率、温度与机械载荷不同相位和波形等因素有关。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

gaowen rubian

高温蠕变　creep at elevated temperature　高温时，恒定载荷作用下应力恒定而应变却随时间增长的材料特性。工程材料在室温下应用，失效经常取决于疲劳强度；而在高温长时间工作条件下，蠕变强度往往比疲劳强度还要低，遂使之成为首先要考虑的问题。最先出现在汽轮机设计中，为提高效率须提高温度，工作时间长变形容差又小，于是蠕变问题成了关键；核反应堆堆芯压力容器设计中遇到的蠕变问题更具温度高时间长的典型性。航空发动机以及高速飞行器结构所遇到的蠕变问题，虽然工作时间短但应力水平高，所以仍然是设计中的重大问题。高温蠕变的机理与室温条件下的蠕变不同，主要是由于在热激励下原子的自身扩散。研究表明，蠕变率与原子扩散率密切相关。为阻碍这种扩散，往金属中添加适当的其他元素，构成了耐蠕变的高温合金。复合材料，包括金属基与陶瓷基，也将成为耐蠕变的高温材料。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

gaoya yaqiji

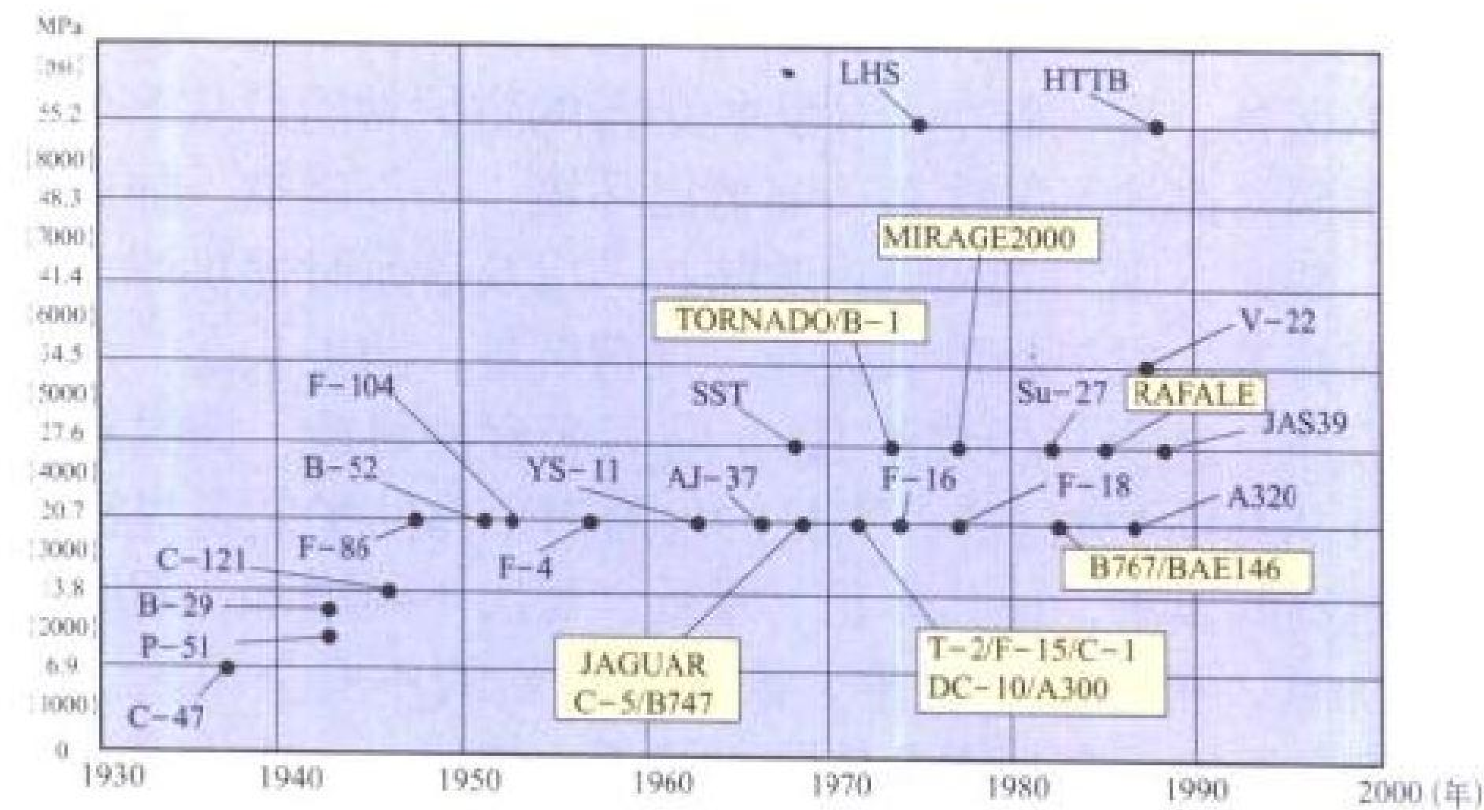
高压压气机　high pressure compressor　又称核心压气机。

在双转子或三转子燃气涡轮发动机压缩系统中的最后一个压气机级组。在较高气体压力和较高气体温度下工作。高压压气机可以是离心式，但在大多数应用中都是多级轴流式的。其特点是：轮毂比大，通道高度相对较小，两个壁面上的粘性影响突出，通道内二次流动明显，边界层造成较大的通道堵塞等。因而设计时难以准确预计的因素较多。加上通常设计时追求较高的级负荷来减少压气机级数、减轻重量和增强转子刚性，更使得各级之间难以在气动力上得到较好的匹配。它是发动机中较难设计的一个部件。

（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

gaoya yeya xitong

高压液压系统　high pressure hydraulic system　通常指系统额定工作压力大于 27.6 MPa（如 34.5 MPa 甚至更高）的液压系统。飞机液压系统一般采用 20.7 MPa 和 27.6 MPa 的压力，图示为世界各国主要机型液压系统的工作压力。但近 20



图中：
民用运输机：A300，A320，Boeing 747，Boeing767，BAE146，DC-10，SST，YS-11
军用运输机：C-1，C-5，C-47，C-121，V-22
战斗机：AJ-37，F-86，F-4，F-15，F-16，F-18，F-104，JAGUAR，JAS39，MIRAGE2000，P-51，RAFALE，Su-27，TORNADO
轰炸机：B-1，B-29，B-52
试验机：LHS，HTTB

世界各国主要机型液压系统工作压力

年来大量研究表明：减轻飞机的液压系统的重量和缩小液压系统体积的最有效的途径是提高飞机液压系统的工作压力。此外压力提高会增大系统功率，这是未来飞机所迫切需要的，飞机的高速、高机动飞行、主动控制的发展、推力矢量的采用等都要靠大功率的液压系统支持。因此提高飞机液压系统的压力将是一个发展趋势。有人研究证明对铝基液压系统而言 27.6 MPa 是最佳压力（系统重量最小），近来研究表明钢基液压系统的最佳压力为 34.5 MPa，美国海军正在发展 55.2 MPa 液压系统，采用钛合金管路。

（撰写：王占林　审订：杨燕生）

gaoya zhiliu dianyuan xitong

高压直流电源系统　high voltage DC electrical power generating system　主电源额定电压为 270 V 的直流电源系统。由无刷直流发电机和控制器构成。无刷直流发电机是无刷交流发电机和整流器的组合。二次电源有直流变换器和静止变流器两种，用于将高压直流电变为低压直流电和恒频交流电。辅助动力装置驱动的发电机和航空蓄电池作辅助电源和备用电源，蓄电池也是应急电源。直流电源简单，易并联工作，实现不中断供电。高压直流电源额定电压高，电网重量轻，目前已在飞机上应用。

（撰写：严仰光　审订：杨燕生）

gaozengyi xitong

高增益系统　high augmentation system　电传飞行控制系统和部分大权限的控制增稳系统的总称。现代高性能飞机常采用放宽静稳定性的气动布局，飞机的性能和品质在很大程度上要依赖于飞行控制系统。这些飞机所使用的飞行控制系统都是高增益系统。

（撰写：徐鑫福　修订：于黎明　审订：王占林）

gaozhou pilao

高周疲劳　high cycle fatigue　见综合卷。

gaojing fuwu

告警服务　alerting service　空中交通管理部门为了通知有关组织关于遇险航空器需要搜寻援救，并在必要时协助这些组织而设立的服务。　（撰写：黄东辉　审订：周双全）

gedou

格斗　combat　敌我双方战斗机（歼击机）在目视距离内，为占据有利的攻击位置或摆脱攻击所进行的空战飞行。格斗（如图所示）一般发生在敌我双方都没有占据可以把对方击落



格　斗

的位置，我机要充分发挥飞机性能占据有利攻击位置，即敌机后方约 45° 的锥体区域。所以双方都用大动作量的机动飞行进行格斗，直到把敌机击落或驱逐。驾驶员用机关枪、机关炮作为武器攻击对方时，格斗是主要的空战方式。随着空空导弹、地空导弹的发展，射程不断增加，可以在中、远程距离拦截敌方目标，用格斗的方式进行空战的机会将会逐渐减少。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

gedou kongkong daodan

格斗空空导弹　dogfight air-to-air missile　简称格斗弹。空战中的交战双方，在目视距离（标准视距 10 km）内进行攻击并作复杂机动动作时使用的空空导弹。格斗弹的特点是机动能力强，现代格斗弹的最大机动过载可达 50 g 以上，要求较少的机上配套设备，一般在发射前可从动于机载雷达或头盔瞄准具，自主地对目标进行搜索、截获和跟踪，可在载机机动过程中对目标实施全向攻击。发射距离从几百米到十几千米，最小发射距离与航空机炮射程相重叠，最大发射距离可超出视距以外。格斗弹通常采用被动红外制导，装有单元、多元或成像红外探测器，具有较高的导引精度。一些新型格斗弹采用气动面和推力矢量复合控制，这种控制方式，可提供较大的机动过载和快速响应能力。

（撰写：刘永恒　审订：王祖典）

gekuang

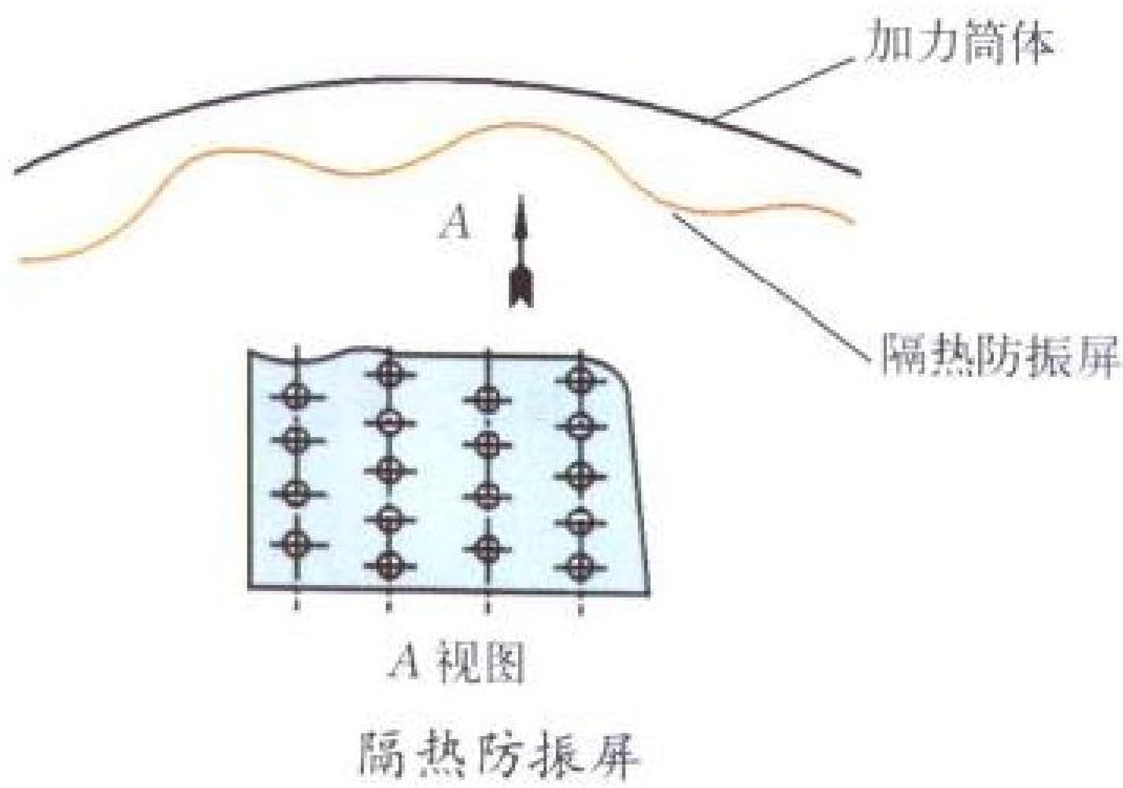
隔框 frame 在硬壳式和半硬壳式机身中用于维持剖面形状、传递集中载荷或把机身分隔成几个舱的横向构件，分为普通框和加强框。前者主要起维持机身截面形状的作用，通常采用环形结构，在受力上与蒙皮、桁条相互支持；后者多用在机翼、尾翼、起落架等结构部件与机身相连接的重要承载部位，除起普通框的作用外，还有将集中力扩散传递至机身蒙皮的重要作用。加强框中还包括起气密舱隔断作用的气密框。


机身隔框

(撰写：冯元生 修订：赵秀丽 审订：任源博)

gere fangzhenping

隔热防振屏 afterburner liner, screech/heat shield 安装在加力筒体内用以隔热和防止振荡燃烧的多孔薄板组件。通过它将高温燃气与筒体外壳隔开，降低承力外壳的温度。由于其内表面要受高温燃气的冲刷，所以它由一段或多段多孔薄板组成，与外壳之间有一定距离，形成环形缝隙冷却通道，由扩压器来的气流作为冷却气流形成气膜冷却。冷却气量一般为总气量的 10% 左右。隔热防振屏前段主要起防振作用，后段起隔热作用，但也有用全长隔热防振屏的。防振屏上有许多直径 1 ~ 3 mm 的小孔，能吸收振荡能量，当有大的压力脉动时，小孔两侧存在压差，气柱可进入冷却通道或相反流入燃烧室，振荡能量变为气流动能被吸收。隔热防振屏通常制成波纹形（纵向波纹或横向波纹），压力波遇波纹板会发生漫反射，大大削弱反射压力波能量并可改变其相位，起到阻尼作用，从而防止振荡燃烧发生。同时波纹板受热变形后不致引起大的热应力。隔热防振屏前段有时伸入扩压器内起挡油作用，防止燃油进入冷却通道（见图）。



隔热防振屏

(撰写：杨茂林 审订：王洪铭)

gere jiegou

隔热结构 heat insulation structure 利用隔热材料和/或特殊的隔热结构形式，保证结构本身及其内部的人员、设备等能在可承受温度下工作的结构。例如，在航天飞机机体表面覆盖二氧化硅防热瓦；机头罩采用抗氧化碳/碳 (RCC) 复合材料。又如，火箭弹头外设计一层烧蚀结构，当火箭再入大气层时这层结构燃烧，带走大量热量，保证主结构正常工作。 (撰写：张钟林 审订：郦正能)

gesheng jiegou sheji

隔声结构设计 design of structure for sound isolation 一种旨在使结构具有隔声功能的设计方法。通常用于座舱、驾驶舱结构设计中，以排除或隔绝舱外噪声（发动机噪声、边界层噪声和管路噪声等）向舱内的透射。典型的隔声结构构造形式是由受力隔板、空气层、绝热隔声毡及装饰板构成的多层结构，可获得高的隔声量。绝热隔声毡通常由玻璃纤维棉制成，具有重量轻、吸声效果好、不吸潮及阻燃等特点。装饰板为阻燃的多孔板，它既有良好的吸声性能，又起内装饰板作用。观察窗设计采用有机玻璃及空气层构成的多层结构。管路噪声及其他设备噪声通常采用包敷泡沫塑料或玻璃纤维棉，或使用隔声罩来隔绝。

(撰写：吕国志 雷世豪 审订：何君毅)

geti fanghu zhuangbei

个体防护装备 personal protective equipment 防止飞行和救生过程中有害因素作用，保证驾驶员生存、安全、操纵和作战的装备。现代航空个体防护装备的防护功能已从单纯供氧扩展到对高速气流吹袭、高低温环境、头部碰撞、加速度过载、辐射、强闪光和噪声的防护，以及落水时提供浮力及体温保持等。它包括供氧装备、抗荷装备、防护头盔、海上救生设备、其他防护装备（如：防闪光盲护目镜、调温服、沙漠及丛林防护装备）。飞机的发展对个体防护装备提出了越来越高的要求，使其体积、重量、层次不断增加，驾驶员负担加重，机上协调困难，因而产生新的不安全因素。目前，有些国家正在探索个体防护装备一体化。一体化设计是个体防护装备发展的趋势。(撰写：刘克定 审订：袁修干)

geti lengque xitong

个体冷却系统 personal cooling system 在空勤人员体表附近设置的冷却系统。一般包括通风服、液冷服等。当座舱空调系统不能使座舱获得满意的温度环境（舱内温度超过 40℃）时，为保证空勤人员有效的工作，可采用个体冷却系统。

(撰写：邓铓清 审订：袁修干)

geti retiaojie

个体热调节 personal thermal conditioning 以人体温度为调节对象参数的调温方法。其对应设备称个体热调节系统或个体调温装备。优点是能耗小，能耗仅是传统空气调节方法的 5%。根据个体热调节的原理，可以对人体加温或冷却，主要用作驾驶员个体冷却系统，是解决地面停机冷却和低空高速飞行时驾驶员热疲劳的有效方法。个体冷却方法有气冷式和液冷式两种。前者由通风服和通风气源组成。通风气源向通风服提供适当流量、温度和湿度的通风空气，经通风服管路系统排出，对人体进行吹拂。通风服有通风帽、半身通风服和全身通风服等形式。两种个体冷却方法相比，液冷式具有冷却效果好、功率消耗小及不存在原子化学战争污染通风空气而伤害人体的危害等优点，故目前侧重发展液冷式个体冷却系统。它由液冷服和制冷器组成。由制冷器提供的循环冷却水流过液冷服，液冷服与人体相接触并对人体进行冷却。液冷服的冷却水吸收人体代谢热和环境热后，流过制冷器排出其吸收的热量经循环泵流向液冷服重复使用。液冷服有液冷帽、液冷背心和全身液冷服等形式。制冷器有适用于连续工作的蒸气压缩式和热电式；有适用于短时间工作的冰蓄冷式等。 (撰写：袁修干 审订：杨燕生)

gexiang tongxing

各向同性 isotropy 物体材料各个参数不随不同的方向而变化的特性。也即材料参数与坐标选取无关，其本构方程也与坐标选取无关，这种材料称各向同性材料。它所具有的材料参数数量最少，例如各向同性线弹性材料参数仅有两个，即弹性模量 E 与泊松比 μ（或剪切模量 G）。由于这个优点，其方程比各向异性材料简单得多。航空结构材料，如铝、钢、钛合金等大多数属于各向同性材料。大多数弹性、塑性结构力学教程主要讨论的也是各向同性材料问题。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

gexiang yixing

各向异性 anisotropy 物体的材料在不同方向具有不同的物理参数的特性。在航空结构中常见的各向异性材料有复合材料、发动机叶片的定向结晶与单晶材料等。没有任何对称关系，最一般各向异性材料的弹性性质需要用 21 个弹性常数来描述应力与应变关系。但在日常应用的材料中，往往各向异性材料存在某些对称轴与对称面，沿对称面两侧材料性质相同，利用这些特点可将各向异性材料区分成多种形式从而减少材料常数。单对称面情况，材料存在一个对称面，此时独立弹性常数减为 13 个。三个正交的材料性能对称面，它的独立弹性常数减为 9 个，这种材料也称正交异性材料，可以证明只要有两个正交对称面的异性材料必然存在第三个正交对称面。正交异性材料但其中一个对称面是各向同性的，称横观各向同性材料，此时仅有 5 个独立的弹性常数。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

gongchang shiche

工厂试车 factory test 按工厂现行目录、图纸和技术条件批生产的发动机第一次装配后所进行的试车。它由磨合运转和性能试车两部分组成。试车目的是磨合发动机零部件，检查发动机和各附件的工作情况，检查制造和装配质量，按技术条件调整发动机和各附件的性能参数，保证发动机起动性能、加速性能、最大状态、加力状态及各系统的工作参数在规定范围内。

（撰写：叶培梁　审订：刘大响）

gongling tansuo

工龄探索 age exploration 又称维修间隔期探索。为确定每个产品（或结构项目）在实际使用条件下的可靠性特性而从使用中的飞机收集与分析数据的过程。其目的是确定产品的可靠性同工龄（使用时间）的关系，据以调整产品的预防性维修工作类型和（或）预防性维修工作间隔期。由于新研制的飞机缺乏使用与维修数据，故初始维修大纲一般是偏保守的，需要按工龄探索与飞机使用数据动态地修订。工龄探索从飞机投入使用时就开始，可通过抽样检查规定数量的产品进行。对会有严重故障后果的产品，要用较频繁的抽样检查作细致的监控，以确定工龄对产品技术状况的确切影响。抽样的样本尽可能从出故障后拆卸的上层次产品中获得；若这样不能获得足够的样本，则必须在达到产品的首次检查期以前特意拆下足够的样本。在调整产品的预防性维修工作类型和（或）预防性维修工作间隔期时，除了按抽样检查结果外，还要重视产品的设计、试验信息和使用经验，以及类似产品的使用经验及其以前抽样考察的结果。

（撰写：王立群　审订：甘晓华）

gongyi pingshen

工艺评审 process design review 航空产品的研制过程中，在各项工艺设计付诸实施之前，组织非直接参加本项工艺设计的有关专业人员对该项工艺设计的正确性、先进性、经济性、可行性、可检验性所进行的分析、审查和评议活动。工艺评审是承制单位及早发现和纠正工艺设计缺陷的一种自我完善的工程管理办法，在不改变技术责任制的前提下，为批准工艺设计提供决策性的咨询。

（撰写：魏曼丽　修订：金允汶　审订：张昌龄）

gongzuo yeti

工作液体 operating liquid, working liquid 又称液压油。液压系统中所用的传动介质。目前各种液压系统中采用的工作液体分为矿物油系和不燃（或难燃）性油系两大类。20 世纪 80 年代之前，航空液压系统主要采用矿物油系，如 10 号、12 号、15 号、18 号航空液压油（俗称红油），其主要成分为石油，加入抗氧化、耐高温等添加剂精制而成。矿物油系属润滑性好、腐蚀性小、化学安定性好的工作液体，但价格较贵。不燃（或难燃）性液压油系又分水基液压油和合成液压油两种。前者主要是水，加入某些防锈及润滑的添加剂，价格便宜、不怕火，但润滑性差、腐蚀性大、适用温度范围小，故只用于液压机上；合成液压油由多种磷酸酯和添加剂用化学方法合成（俗称蓝油），如 4611、4612、4602-1 等品种，其润滑性好、凝固点低、防火性好，广泛用于民航机和新研制的军用机上。一般要求工作液体应具有粘度随温度变化尽可能小，对机件和密封装置无腐蚀作用，对气体的溶解和分解小且有良好的润滑和防火性能。

（撰写：裘丽华　审订：杨燕生）

gonggong shebei guanli xitong

公共设备管理系统 utility management system 对飞机机电系统实施统一控制和管理的系统。一般具有如下特征：(1) 通过数据总线连接各子系统，即子系统间通过总线进行大量信息交换，形成以系统管理计算机为中心的机载机电综合系统。各子系统都通过各自的接口与总线交联，实现信息共享，形成一个层次结构的计算机网络。系统管理计算机执行总线控制、任务调度、计算机监控的功能。(2) 通过平显（HUD）和多功能显示器（MFD）进行综合显示。(3) 通过双杆（油门杆和驾驶杆）、综合控制面板、预编程及话音控制等实现人机对话。(4) 通过机内测试（BIT）提高系统的维护特性。(5) 通过系统重构和容错能力提高系统的可靠性。因此机载公共设备管理系统包括分布式计算机系统、余度总线、机电子系统和有关数据接口以及多功能显示与人机界面等。

（撰写：王占林　审订：杨燕生）

gonglu paodao

公路跑道 high way runway 公路飞机跑道的简称。在公路上取直加宽修筑的能供飞机起飞、着陆的路段。它是机场网的组成部分，平时作为公路使用，战时供航空兵实施机动作战、疏散、迫降或应急运送物资、人员使用。公路跑道通常设置在永备机场附近，平时一般不修建固定的保障设施，其他设施待需要时再行修建。其净空保护须按照相应等级的机场净空要求执行。一级公路跑道的道面宽度不小于 25 m，二级公路跑道的道面宽度不小于 20 m。跑道的基本长度通常为 2000 m。战时配属给航空兵部队使用，使用时临时由附近



国产歼击机在公路跑道上降落

航空兵场站派出机动力量实施飞行保障。

我国第一条公路跑道宽 50 m，长 2800 m，于 1989 年 9 月 23 日试航成功，并首次实现了歼击机在公路跑道上编队起飞。 （撰写：范黎明　审订：姬永兴）

gongwuji

公务机 executive aircraft, business aircraft　又称商务飞机或行政机。在商务活动和行政事务中用作交通工具的小型飞机。公务机属于通用航空的范畴，一般为政府机关和企业部门所拥有。多数公务机总重在 9 t 以下，可乘坐 4～10 人；



美国的“湾流”公务机

大多装有两台发动机，以提高飞行的安全性。发动机类型有活塞式、涡轮螺旋桨式和涡轮风扇式。高级公务机多采用 2～3 台涡轮风扇发动机，个别的装 4 台。发动机多装在机身尾部和两侧的短舱内（尾吊式安装）。豪华的公务机座舱内有办公桌、会议桌和能与地面联系的电话、传真、联网设备等，供乘用人员办公。飞机的飞行性能和舒适程度都比航线喷气旅客机更好。

（撰写：程不时　修订：赵群力　审订：任源博）

gonglü fenchu zhuangzhi

功率分出装置 power takeoff device　又称功率提取装置。从发动机提取功率传动飞机附件的装置。也可供发动机起动使用。功率是通过功率提取轴从发动机附件机匣提取的。现代歼击机用发动机为减少其迎风面积，通常把飞机附件安装在飞机上。为此，在发动机附件机匣中应有一个连接功率提取轴的功率分出轴及相应结构。

（撰写：林基恕　修订：陈大光　审订：陈　光）

gonglü xianzhiqi

功率限制器 power limiter　限制发动机输出功率的装置。一般感受扭矩。当与功率成正比的扭矩达到极限值时，燃油控制系统就开始限制供油量，使发动机的功率不超过限制值。此种装置一般用在涡轮轴和涡轮螺旋桨发动机上。该类发动机减速系统的重量往往占动力装置的很大比例，故其重量是制约发动机的重要参数。至于直升机的主减速器，其重量则更大。为保证发动机在高空时能输出较大功率，而在低空飞行或地面工作时又不致因扭矩过大而损伤发动机，涡轮轴和涡轮螺旋桨发动机常常在低空限制功率。

（撰写：李志广　审订：王洪铭）

gonglü zaihe

功率载荷 power loading　螺旋桨飞机的重量与发动机功率之比。通常所说的功率载荷是指起飞功率载荷，即飞机起飞重量与发动机起飞静功率之比。起飞静功率，活塞式发动机是指在海平面标准大气条件下静止状态的起飞轴功率；涡轮螺桨式发动机是指海平面标准大气条件下的起飞当量功率。功率载荷是螺旋桨飞机设计的重要参数之一，关系着飞机的飞行性能和机动性。

（撰写：赵海生　修订：任源博　审订：顾诵芬）

gonglü zhongliang bi

功率重量比 power to weight ratio　简称功重比。发动机轴功率（或当量功率）与发动机重量之比。评定发动机的重要性能指标之一。功率重量比越大，发动机越轻巧，可减少飞机重量和提高飞机性能。活塞发动机的功重比接近 2 kW/kg，涡轮轴和涡轮螺旋桨发动机的功重比可达 4 ～ 7 kW/kg 。

（撰写：张　津　审订：陈大光）

gongneng jiance

功能检测 functional check　以一定的监控技术（含目视）按计划进行的定量检查，以确定飞机的重要功能产品的功能参数是否在规定限度内。它是 7 种预防性维修工作类型之一，相当于视情维修。其目的是定量观察重要功能产品状况的变化，以及时发现其潜在故障。在其达到潜在故障时，及时更换，以避免功能故障的发生。功能检测一般在地面定期进行；有条件时也可用机载的参数记录仪连续进行。

（撰写：王立群　审订：曾天翔）

gongneng shiyan

功能试验 functional test　在航空发动机高空模拟试验设备上测定由气动热力、燃烧、结构强度和调节控制所限定的发动机稳态和瞬态工作极限，以验证发动机工作包线的一项高空试验。该项试验的基本方法和要求是：发动机应在工作包线的极限状态下运转。每个功能试验点都应在发动机整个推力调节范围内的不同状态下，在有和没有飞机系统引气以及有和没有飞机附件功率提取的情况下，分别测量发动机的稳态性能和推力瞬变特性；对于装有加力燃烧室的发动机，还要确定其加力工作性能和加力稳定燃烧边界。在所有功能试验点上，发动机应能满意地工作，所测得的高空稳态性能和推力瞬变特性等，均应符合发动机型号规范的规定。

（撰写：杜鹤龄　审订：刘大响）

gongjiji

攻击机 attacker　主要任务为执行战役战术对地攻击任务的飞机。战役战术攻击任务又可分为纵深遮断和近距空中支援两类。纵深遮断的主要目的是切断或减弱敌后方对前线的物资供应和人员补充，削弱敌前线的作战能力，所以又称孤

立战场。执行此类任务的主要机种是：战术轰炸机，如前苏联的苏-24 等；重型战斗轰炸机，如美国空军的 F-111 等；重型舰载攻击机，如美国海军的 A-6 等。而当今，战术轰炸机和重型舰载攻击机均已不再使用，故此类任务主要由重型战斗轰炸机来执行。



美国的 A-4 攻击机

近距空中支援是指直接支援地面部队作战，从低空、超低空攻击地面目标，摧毁敌方战场作战装备以及杀伤敌方作战人员，所以又称战场攻击。执行此类任务的主要机种是多用途战斗机和轻型攻击机（包括舰载的和陆基的）。由于重型舰载攻击机已不再使用，故现今所谓的攻击机，一般就指这种轻型攻击机。轻型攻击机，在前苏联和我国称为强击机，美国和西欧也称为近距空中支援机。

20 世纪 50 年代，美国研制了轻型舰载攻击机 A-4。60 年代末、70 年代初，美国研制了近距空中支援机 A-10。80 年代初，苏联研制了苏-25 强击机，主要用于反坦克作战。

攻击机的特点是有良好的低空和超低空稳定性和操纵性；良好的视界，便于搜索地面小型隐蔽目标；有威力强大的对地攻击武器，除机炮和炸弹外，还包括制导炸弹、反坦克集束炸弹和空地导弹等；飞机要害部位都有装甲保护，以提高飞机在地面炮火攻击下的生存力；起飞着陆性能优良，能在靠近前线的简易机场起降，以便扩大飞机支援作战的范围。

20 世纪 80 年代以后，多用途战斗机取代了攻击机的一些作战任务，从而使攻击机的发展速度有所放慢。但是与多用途战斗机相比，攻击机具有价格低、低空性能好等特点，因而在未来战场上仍会占有一席之地。

（撰写：任源博　审订：王道荫）

gongdian xitong kekaoxing

供电系统可靠性　reliability of electrical power system　供电系统在规定时间内和指定条件下能正常地向用电设备供电的能力。一般用平均故障间隔时间和任务可靠度来量度。供电系统的可靠性是根据其复杂程度、技术水平、工作时间、环境条件、对飞机可靠性的影响而确定的，然后再把供电系统的可靠性指标分配给其部件。供电系统的可靠性直接影响飞机的安全和飞行任务的完成。为使系统有高的可靠性，采取的措施有：(1) 采用余度技术和应急电源装置；(2) 进行故障隔离；(3) 改善冷却条件；(4) 设备降额使用；(5) 减少元部件和简化结构；(6) 采用确立可靠性等级的元件；(7) 采用新技术、新工艺和新材料。由于电气设备在飞行控制中，从起辅助作用发展到起决定性作用，因而对供电系统的可靠性要求也提高了。例如，在采用电传操纵系统的飞机上，将根据电传操纵系统的可靠度确定供电系统的可靠度。飞机供电系统的可靠性要求有：(1) 对单发动机飞机，单个故障不应使整个供电系统损坏或危及飞行安全；对多发动机飞机，即使有 1～2 个发电通道发生永久性损坏，也不应妨碍飞机完成任务。(2) 主电源系统不能工作时，供电系统应提供足够的电力以保证飞机安全返航。(3) 辅助动力装置的工作不受主发动机的影响。(4) 根据关键、重要和一般三类用电设备提出的不同供电可靠性要求，设计供电系统。　（撰写：于 敦　审订：杨燕生）

gongyang mianzhao

供氧面罩　oxygen mask　又称氧气面罩。使由氧气调节器输入的具有一定氧浓度和压力的气体与外界环境隔离，以供呼吸的一种面具。按覆盖部位分鼻型、口鼻型和全脸型 3 种。口鼻型供氧面罩应用最广，按原理和功用又分非气密供氧面罩、气密供氧面罩、加压供氧面罩、闭式回路供氧面罩、民航供氧面罩等。全脸型供氧面罩覆盖眼、鼻、口在内的脸部，主要用于烟尘和有毒环境。它由主体、吸气活门、呼气活门、挂戴机构、软管、接头等组成；防溺活门、防窒息活门、送话器、补偿囊等视需要而设置。主体以天然或丁基橡胶成型，近年已逐渐改用物理及卫生性能更好的硅酮橡胶制造。吸气时，呼气活门关闭，气体经软管和吸气活门进入面罩；呼气时，吸气活门关闭，呼出气从呼气活门排出。

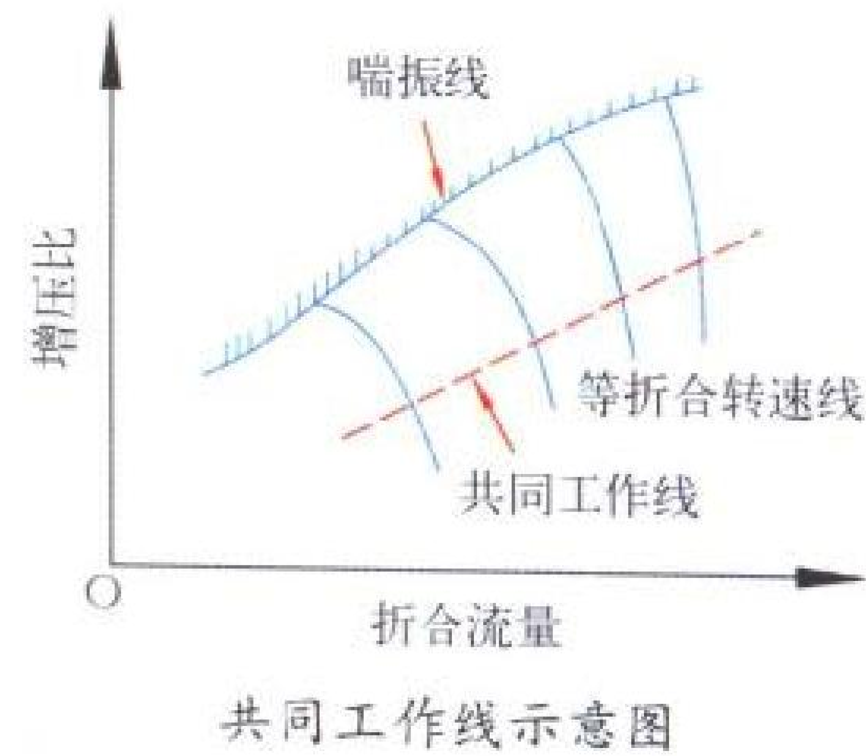
（撰写：刘克定　审订：袁修干）

gongyou xitong

供油系统　fuel feed system　指从消耗油箱供油泵到发动机二级增压泵之间的系统。其设计和布置是根据燃油箱和发动机的数目及在飞机上的配置来确定的。通常由供油泵、倒飞装置、发动机耗量表、管路、防火开关等组成。在单发动机和双发动机的军用飞机上，采用一个消耗油箱的供油系统；在多发动机分散布置的民用飞机上，采用多个消耗油箱的供油系统。每个消耗油箱可以保证向一个或多个发动机供油。为了增加供油的安全性，普遍采用了在一个消耗油箱内同时安装两台供油泵，每台泵可以满足一台发动机或几台发动机耗油的要求。在供油系统的管路上常设有飞机其他系统的热交换器。　（撰写：王义昆　审订：杨燕生）

gongtong gongzuoxian

共同工作线　operating line　在部件特性图上表示部件性能参数能满足发动机各部件共同工作条件的关系曲线。图中给出了绘有发动机共同工作线的压气机特性图。当发动机稳定工作时，各部件间满足流量连续、功率平衡和压力平衡等共同工作条件，所以压气机工作受到后方各部件的约束，它的性能参数只能沿图上的共同工作线变化。稳态共同工作线代表发动机全部稳定工作点的集合。



共同工作线示意图

当给定飞行条件（马赫数和高度）和发动机工作状态时，可从压气机特性图的共同工作线上确定对应的共同工作

点，查出压气机增压比、效率和折合流量等参数，进一步可求得沿发动机流路的气流参数和发动机的性能参数。

对于采用多变量控制规律的现代军用发动机，实现了在飞行中根据飞行条件和飞机姿态（如迎角、侧滑角）来实时确定发动机的共同工作点，这时发动机的共同工作点就不仅在一条共同工作线上。例如，飞机作大迎角机动时，发动机进口流场畸变使风扇和压气机的喘振边界下移，这时调节共同工作点相应下移，在保持必需的喘振裕度下获得最好的发动机性能。（撰写：张津 审订：陈大光）

gongxingzhen tianxian

共形阵天线 conformal array antenna 又称保形阵天线。将天线阵元排列在已定曲面上，与载体共形的阵列天线（见图）。由于高速飞行器的外形必须满足空气动力学的要求，



一种机载共形阵天线

飞行器上的通信、制导、遥控、电子战、雷达等天线不能暴露于飞行器外或改变由空气动力特性所确定的曲面形状。因此，需要天线形状与飞行器特定的曲面外形一致，在共形阵天线单元上连接电控移相器可构成共形相控阵天线。

（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

gongyong zonghe chuliji

共用综合处理机 common integrated processor (CIP) 美国“宝石柱”计划和F-22飞机中用于全机控制和信号及数据处理的计算机。CIP采用开放式模块化结构，支持综合的航空电子系统信号处理、数据处理、任务计算等功能。处理机具有超过450 MIPS通用处理能力和7200 MOPS并行可编程信号处理能力，是综合航空电子系统完成实时任务处理和系统管理的核心处理系统。处理机关键的系统结构特性是处理群集器，为大容量的信号处理提供紧耦合的系统环境；支持在一个综合的处理系统中完成所有传感器子系统的处理；允许传感器子系统之间有效信息共享；支持使用共享数据区的多个并行处理的低开销控制；支持容错功能，提供可重构资源以及完全综合的机载诊断硬件和软件。CIP配置的接口包括：高带宽的点对点通信链接口、高速总线接口、1553B总线接口以及处理机内部的PI总线接口、数据网络/全局存储器接口和维护测试总线接口。CIP采用“宝石柱”概念的综合化、模块化结构，由标准的SEM-E型外场可更换模块（LRM）和综合机架构成，支持二级维护的系统结构硬件。CIP软件基本上用Ada语言编写。系统的启动管理、任务调度、处理，系统的正常监视、降级和系统重构都是在软件控制下完成的。主要软件有：航空电子管理、航空电子操作系统、数据传输控制软件等。CIP物理性能：重量小于82 kg、功耗约4 kW（全增长配置）、母板尺寸为14 in × 21 in × 21层。综合机架分上下二层，可支持66个LRM配置。冷却方式为液冷。（撰写：陆士能 审订：陈若玉）

gongzhen

共振 resonance 频率接近结构固有频率时产生的现象。当强迫振动的激励是简谐形式，在无阻尼单自由度假设下，激励频率等于结构的固有频率时，结构的响应趋于无穷，此时，结构振动位移同激励力之间，有90°相位差，称为共振。在有阻尼的单自由度情况下，当激励频率在结构的固有频率附近时，结构的振幅达到最大值，称为振幅共振。这个频率就是有阻尼的自由振动频率。当激励频率等于结构固有频率时，结构振动位移同激励力之间的相位差达到90°，称为相位共振。飞机上可能出现的共振现象，主要是由于旋转部件（如螺旋桨、发动机、电机、泵等）的重要频率同飞机的某些部件的固有频率相近引起的。（撰写：管德）

gongzhoushi shuangxuanyi zhishengji

共轴式双旋翼直升机 coaxial twin-rotors helicopter 见双旋翼直升机。


俄罗斯卡-50共轴式双旋翼直升机

goujiashi jiegou

构架式结构 truss structure 由杆系组成的承受和传递载荷的结构。早期飞机速度低，受到制造工艺和材料的限制，多采用构架式结构作为机身和翼面的主要结构来承受总体载荷，而飞机外形由只承受分布气动载荷而不参加总体受力的蒙布来保持。（撰写：何君毅 审订：张躬行）

goujiashi qiluojia

构架式起落架 trestle landing gear 采用构架结构承力的起落装置。主要用于轻型低速飞机上，一般都是固定式。起落架机轮通过一套受力构架与机翼或机身相连。受力构架中的减震器和其他杆件都是相互铰接的，当机轮与地面撞击时，它们只能承受轴向力（拉力或压力），不能承受弯矩。这种起落架具有结构简单、重量较轻的优点，缺点是不能收放。（撰写：赵秀丽 审订：任源博）

gudingshi qiluojia

固定式起落架 fixed landing gear 见起落架。

gudingwo

固定涡 undistorted vortex 按同一几何形状固定不变地从桨叶后拖出及脱落的涡线。在旋翼涡流理论中，桨叶可由附着涡、尾随涡及脱体涡代替。尾随涡及脱体涡从桨叶后缘或从桨叶升力线拖出及脱落并随当地气流向下游移动，其移动

速度取决于直升机的飞行速度、旋翼的旋转速度和旋翼涡系产生的诱导速度。如果此移动速度中旋翼的轴向诱导速度分量按一等效常值处理，且忽略周向和径向的诱速分量，则涡线的几何形状是规则的、固定不变的。由这样的固定涡构成的涡系模型，称为“固定涡系”或“非畸变涡系”；由固定涡构成的尾迹称为“固定尾迹”或“非畸变尾迹”或“刚性尾迹 (rigid wake)”。（撰写：徐国华 审订：高 正）

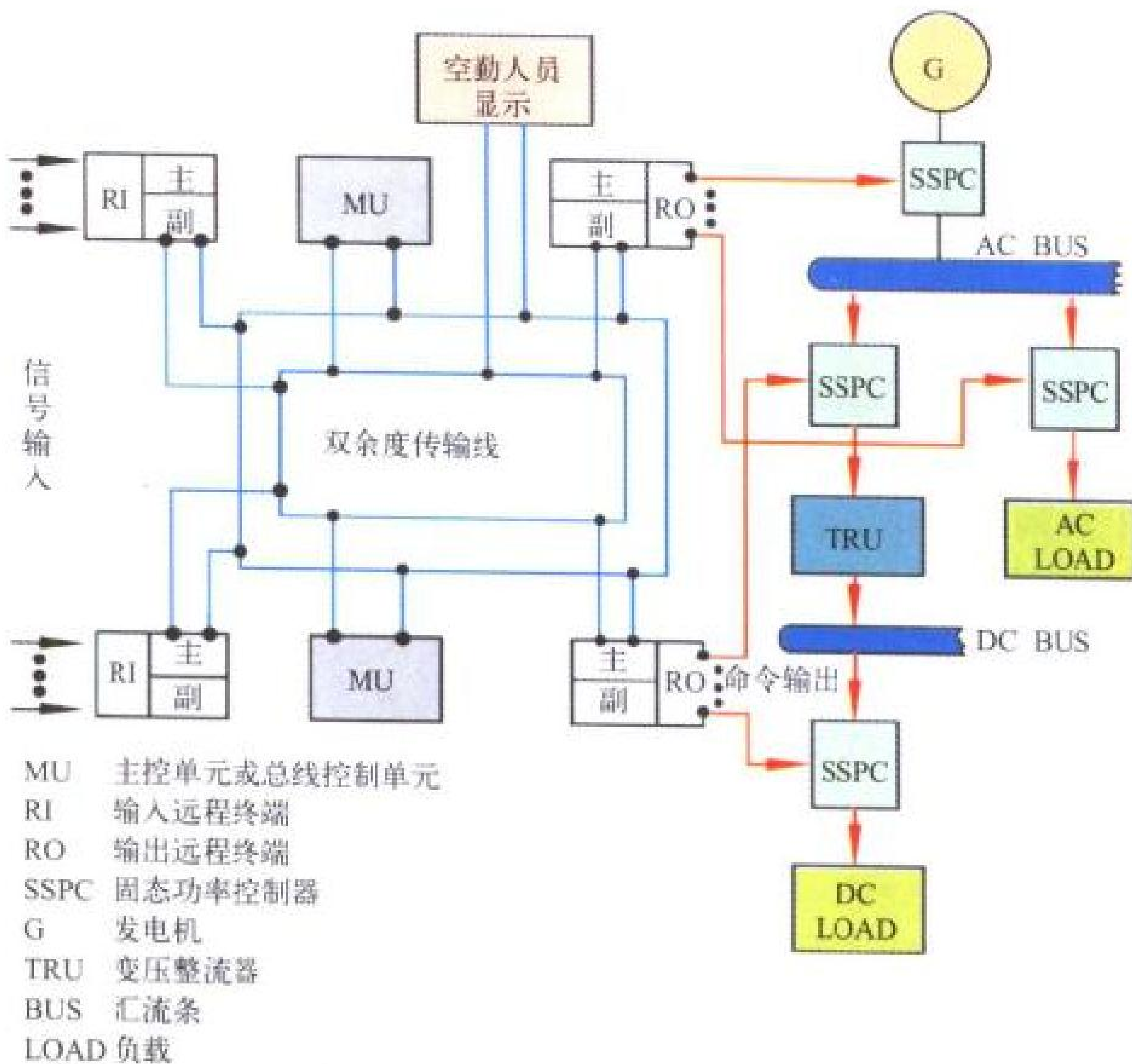
gutai feixing shuju jiluqi

固态飞行数据记录器 solid state flight data recorder (SSFDR) 一种记录介质为固态存储器，具有坠毁幸存能力的机载数字式数据记录设备。它专门用于实时接收和记录来自安装在飞机上的飞行数据采集单元传送的数据信息，具有与飞机数据链连接的接口（最新的 ARINC 757 标准规定），可实现飞行数据信息的下传功能。所有被记录的数据必须是真实、完整的，并且能够被安全可靠地保存下来。所记录的信息经地面飞行数据回放与分析系统处理后，可为飞行训练考核、飞机故障诊断与维护、分析调查飞行事故原因提供依据，现已普遍应用在各种军民用固定翼飞机和旋翼机上。

（撰写：伍奇贤 审订：蒋有达）

gutai peidian buju

固态配电布局 solid state distribution layout 采用固态功率控制器实现自动配电的一种新型配电方式。这种方式使电缆重量下降，自动化程度提高，维护方便，更改容易，适用于大型飞机。固态配电系统包括远程终端、多路传输总线、数据处理主控单元、显示装置及固态功率控制器等，其典型



固态配电布局典型结构组成图

组成见图。配电电网的导线布置根据汇流条及用电设备位置确定，而功率控制器的操作则按系统的远程终端输出的命令执行，电气系统及功率控制器的状态信号等由输入远程终端采集，信号及数据将在主控单元中处理，或者通过总线控制器传到另外的计算机中处理，系统的状态及结果送到座舱显示器。全部信息均由高速数字通信总线传输，该总线是时分多路结构，采用双余度环形网路。连接在总线上的远程终端及主控单元均采用双余度结构以主副方式工作。上述结构及措施保证了数据传输部分的可靠性。这种配电系统可以十分容易地与其他计算机系统通信。固态配电系统只要改变软件即可改变功率控制器通断的方案，适应飞机上用电设备的更改。

（撰写：韩西生 审订：杨燕生）

gutai zuocang huayin feixing shuju jiluqi

固态座舱话音飞行数据记录器 solid state cockpit voice flight data recorder (SSCVFDR) 一种将固态座舱话音记录器 (SSCVR) 与固态飞行数据记录器 (SSFDR) 综合于一体的具有坠毁幸存能力的机载数字式记录设备，其记录介质为大容量固态存储器。它综合了 SSCVR 与 SSFDR 的功能和用途，具有与飞机数据链连接的接口（最新的 ARINC 757 标准规定），可实现飞机飞行数据和语音信息的下传功能，应用在各种军民用固定翼飞机和旋翼机上。（撰写：伍奇贤 审订：蒋有达）

G

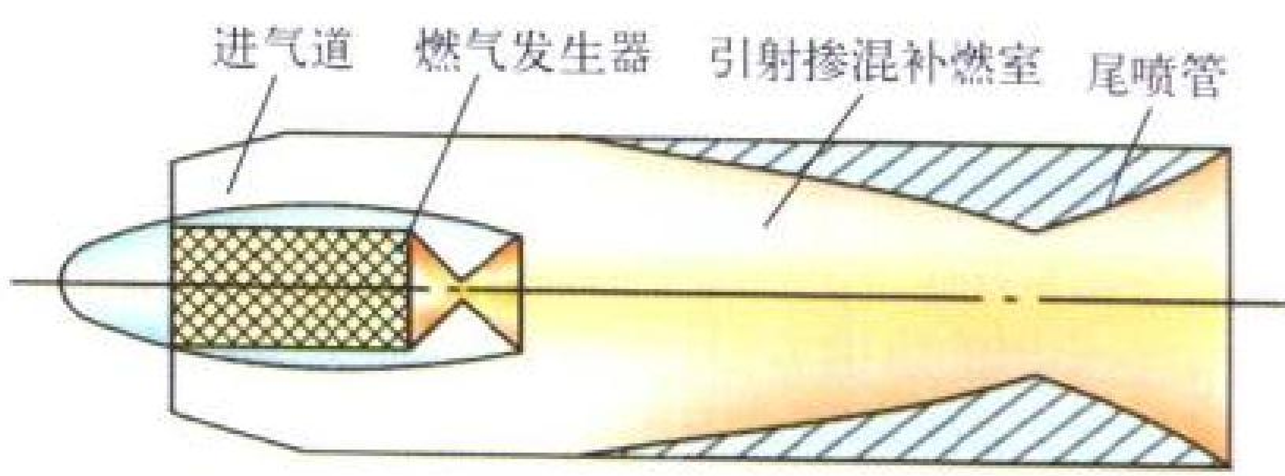
gutai zuocang huayin jiluqi

固态座舱话音记录器 solid state cockpit voice recorder (SSCVR) 一种记录介质为固态存储器，具有坠毁幸存能力的机载数字式音频记录设备。它专门用于实时接收和记录来自安装在飞机驾驶舱内的话音监控器和座舱内的麦克风传送的话音信息，具有与飞机数据链连接的接口（最新的 ARINC 757 标准规定），可实现话音信息的下传功能。所记录的音频信息必须是清晰可辨的和完整的，并且能够被安全可靠地保存下来。所记录的语音信息经地面飞行数据回放与分析系统还原后，可为飞行训练考核、分析调查飞行事故原因提供依据，可应用在各种军民用固定翼飞机和旋翼机上。

（撰写：伍奇贤 审订：蒋有达）

guti huojian chongya fadongji

固体火箭冲压发动机 solid-rocket ramjet motor 由固体火箭发动机（又称燃气发生器）和冲压发动机在工作循环和结构上有机结合而成的一种组合发动机。首先由固体火箭助推器把飞行器加速到一定速度，而后固体火箭冲压发动机工作。早期的固体火箭助推器与固体火箭冲压发动机在结构上是独立的，助推器工作结束后被抛掉，后来发展成把助推器（或装药）放在固体火箭冲压发动机的补燃室内，称之为整体式固体火箭冲压发动机。固体火箭冲压发动机由进气道、燃气发生器、引射掺混补燃室、尾喷管组成（见图）。



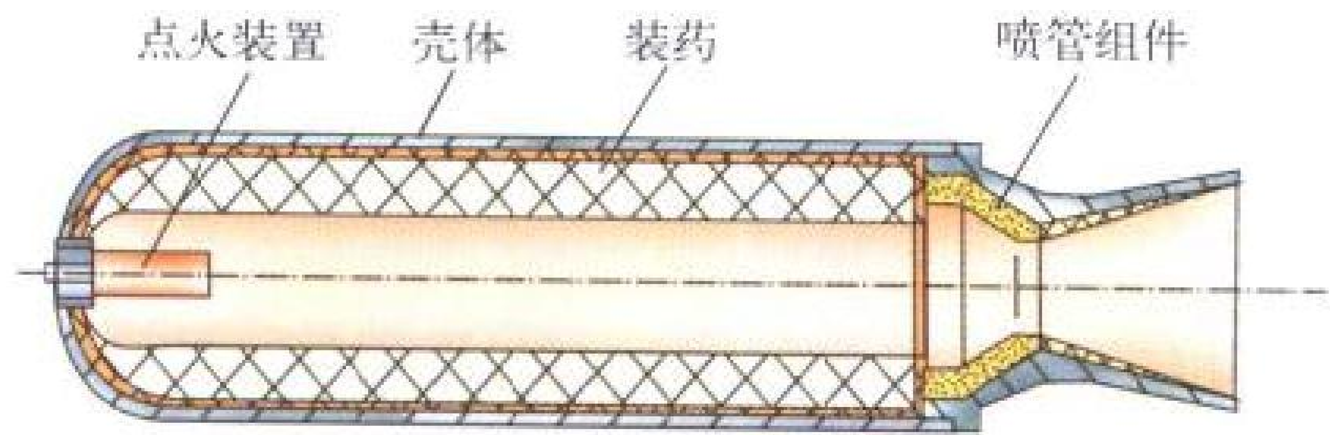
固体火箭冲压发动机示意图

固体火箭冲压发动机的工作过程包括压缩过程（不仅包含普通的速度冲压作用，而且还包含燃气发生器高温高速射流的引射增压作用）、燃烧过程（包含贫氧推进剂在燃气发生器中的初次燃烧过程和在引射掺混补燃室的二次燃烧过程）和膨胀过程（高温高压燃气膨胀，然后喷出）。

固体火箭冲压发动机与固体火箭发动机相比较，比冲可提高 2 ～ 4 倍。与冲压发动机相比较，结构简单、体积小、重量轻、工作可靠、使用维护方便，但是燃烧效率较低。固体火箭冲压发动机在中远程超声速战术导弹上具有良好的应用前景。（撰写：岳传喜 审订：郑志伟）

guti huojian fadongji

固体火箭发动机 solid rocket motor 又称固体推进剂火箭发动机。固体推进剂装药在燃烧室内被点燃后，将化学能转化为热能并生成高温高压燃气，以高速从喷管排出而产生推力的化学火箭发动机(见图)。



固体火箭发动机示意图

固体火箭发动机由装药、燃烧室、喷管组件和点火装置等组成，是目前适用于火箭弹和导弹的性能优越的动力装置。燃烧室既是贮存推进剂的容器，又是推进剂燃烧的空间。燃烧室一般为圆柱形，并作为飞行器受力结构的一部分，少数燃烧室也被制成球形或椭球形。燃烧室大都采用高性能的金属材料，如各种高强度或超高强度的合金钢，有的采用玻璃钢等复合材料。为了防止壳体因承受过热而破坏，燃烧室与高温燃气接触的表面采取隔热措施形成防护层。装药是发动机工作的能源，其燃烧产物即为工质。装药成形后可自由装填在燃烧室中，也可将推进剂浇铸到燃烧室中固化成形。装药应具有一定的几何形状和尺寸，使燃烧表面的变化符合给定的规律，以实现预期的推力方案。点火装置用于点燃发动机装药。喷管是高温高压燃气的出口，它一方面控制燃气流量，保持燃烧室工作压强；另一方面使燃气膨胀加速，将热能转化为动能而产生反作用推力。为了在飞行中对飞行器的方向或姿态进行控制，有的火箭发动机喷管可摆动或在喷管上附加其他的能改变燃气流方向的推力矢量控制装置。有的固体火箭发动机还具有能实现推力终止和再次起动的装置。

固体火箭发动机与液体火箭发动机相比，主要优点是结构简单、安全可靠、使用方便；缺点是工作时间较短、推力控制和调节能力差、实现多次起动和停车困难、推力受环境温度影响大等。 (撰写：蔡选义 审订：郑志伟)

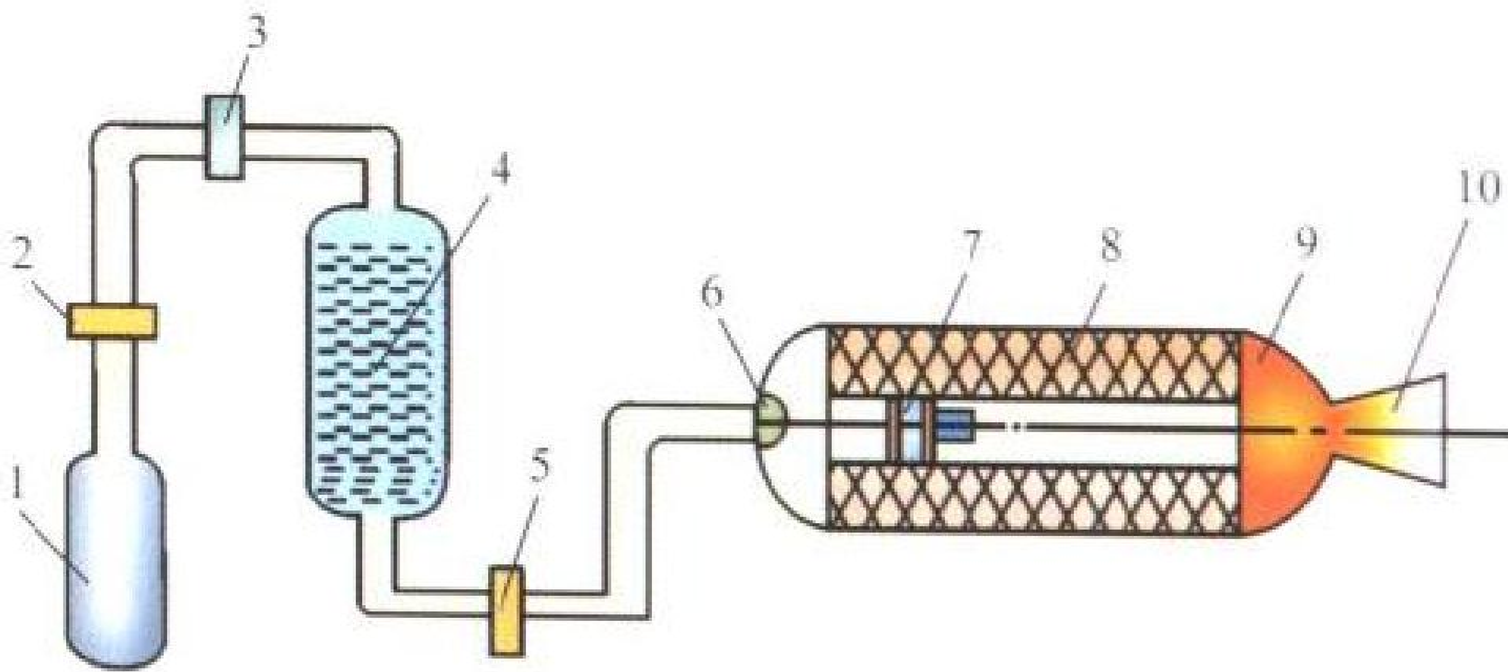
guti lixue

固体力学 solid mechanics 研究可变形固体在外载(包括机械、温度等广义载荷)作用下，其内部各质点的运动和受力情况，同时研究固体承载失效的各种规律的学科。固体力学中有三个基本方程，它们是：描述应变与位移关系的几何方程(或由它导出的协调方程)；描述固体物质性能的本构方程；描述运动中固体各质点上力保持平衡的平衡方程。上述三个方程加上合适的边界条件构成固体力学的最后控制方程。按照建立几何与本构方程所采用的假设以及某些特殊边界条件(主要指接触、冲击等)可得到线性与非线性不同的方程，构成线性与非线性固体力学。按照研究对象不同的侧重，固体力学又有多个分支，如材料力学、弹性力学、塑性力学、结构力学、振动与结构动力学、断裂力学、复合材料力学等。固体力学也渗透到很多力学分支，如岩石、生物、土、气动弹性力学等。固体力学研究的另一任务是求解这些理论所建立的方程。过去无法求解的复杂边值问题以及各类非线性问题，现在应用数值分析方法以及强有力的计算工具——电子计算机可以得到满意的解决，从而又使古老的固体力学焕发青春。这些数值方法首先是有限元法，还有有限差分法及边界元法等。这些进步不但极大地推动了固体力学的发展，也推动了它的广泛应用。在各个工程领域几乎凡需结构设计、分析之处均离不开它的应用，并且已从结构设计走向了工艺过程的仿真等更复杂的应用。

(撰写：何君毅 审订：张躬行)

guye huojian fadongji

固液火箭发动机 hybrid liquid-solid rocket motor 又称固液混合型火箭发动机。使用固体和液体推进剂组合的火箭发动机。它通常采用固体燃烧剂、液体氧化剂。固液火箭发动机由液体组元贮箱、输送装置(包括调节)、喷注装置、燃烧室、点火装置、装药和喷管等组成(见图)。



固液火箭发动机示意图

1—高压气瓶；2、5—活门；3—减压器；4—液体组元贮箱；6—喷注器；7—点火系统；8—装药；9—燃烧室；10—喷管

发动机起动时，打开活门 2，高压气体通过减压器 3 进入液体组元贮箱 4，然后打开活门 5，使受到气体作用的液体组元流入燃烧室头部的喷注器 6，并定量地喷入装药通道内。利用点火装置点火，使经加温并气化的液体组元与装药表面因同时加温生成的气体互相混合燃烧，形成燃烧产物从喷管 10 中高速喷出产生推力。

固液火箭发动机的比冲介于固体和液体火箭发动机之间。它能像液体火箭发动机那样调节推力，实现多次起动和停车。其液态组元可用作燃烧室和喷管的冷却剂，工作比较安全，对装药缺陷的敏感性较小。但是固液火箭发动机因装药燃速低、燃烧不均匀等，目前仅用于靶弹等弹药。随着固液火箭发动机的性能不断改进，例如，在固体燃烧剂和液体氧化剂燃烧过程中喷入第三组元液氢，可以大大提高发动机能量特性，有可能用于战略导弹和航天飞行器中。

(撰写：岳传喜 审订：郑志伟)

guzhang baohu xitong

故障保护系统 fail-safe system 又称故障安全系统。有故障时仍能保持安全或转换到不会引起事故状态的系统。它采用故障保护设计，其基本原则是在发生故障时能保护人员、环境、系统并防止功能丧失。余度设计是其主要形式。例如，现代飞机的控制系统有余度设计，其自动控制系统通常设计有告警和自动快速断开等保护措施，在发生故障时能迅速将飞机控制功能转给人工控制设备，并发出警告。故障降级系统、故障可用系统都是故障保护系统中的一些形式。

(撰写：王立群 审订：耿荣生)

guzhang biaoshi

故障标识 failure identification 又称故障识别。分析故障原因和故障对产品的各种工作状态影响的活动。其目的是根据分析的故障原因来排除故障和确定产品的各种工作状态的

可用性。最常用的故障标识方法是故障模式、影响与危害性分析。 (撰写：王立群 审订：姬永兴)

guzhang geli

故障隔离 fault isolation 把故障部位确定到可以进行修理操作的范围的过程。通常采用测试的方法，通过分别判定产品各部分的工作状态来判定故障起源的部位。飞机的机内测试设备(BITE)可将飞行中发生的故障隔离到一个或一组外场(航线)可换件上；地面的自动测试设备(ATE)或人工测试设备可将已定位在外场可换件上的故障隔离到内场(车间)可换件上；必要时，还可用适当的测试设备将已定位在内场可换件上的故障隔离到故障起源的元件或零件。在无适用的测试设备的场合或对于不很复杂的故障，也可采用分析的方法来隔离。分析法是逐步排除与故障无关或只是起间接作用的因素，使故障原因与其他因素分离，从而判定故障起源的部位或元件、零件。 (撰写：王立群 审订：姬永兴)

guzhang gongling

故障工龄 age at failure 一个产品(或结构项目)在其故障被发现时的已工作时间。用于确定产品的可靠性特性与工龄的关系。此处的故障包括已被证实的功能故障和潜在故障(可鉴别的临近功能故障的技术状况)，不包括曾被报告为故障而后来证实不了为故障的事件。飞机故障的发现报告者可以是：空勤组、维修人员或乘客。飞机在基层单位使用时，空勤组在发现故障方面起着主要的作用。

(撰写：王立群 审订：耿荣生)

guzhang jiance yu dingwei

故障检测与定位 failure detection and location 对产品和系统发生的故障进行检测查核并对故障发生的部位加以确认。故障检测与定位通常分为部件级和系统级。部件级是在部件尚未构成系统之前，在给定的运行条件下对其进行性能和功能检查，以便早期查出可能的故障。系统级则是在实时运行条件下进行检测。对于多重余度系统，故障检测与定位是系统余度管理功能的重要内容。在余度系统中常用的故障检测与定位技术有：表决技术、自监测技术、解析余度技术和机内自检测技术。综合使用交叉通道表决技术和通道内自监控技术，是系统故障检测与定位的有效措施。

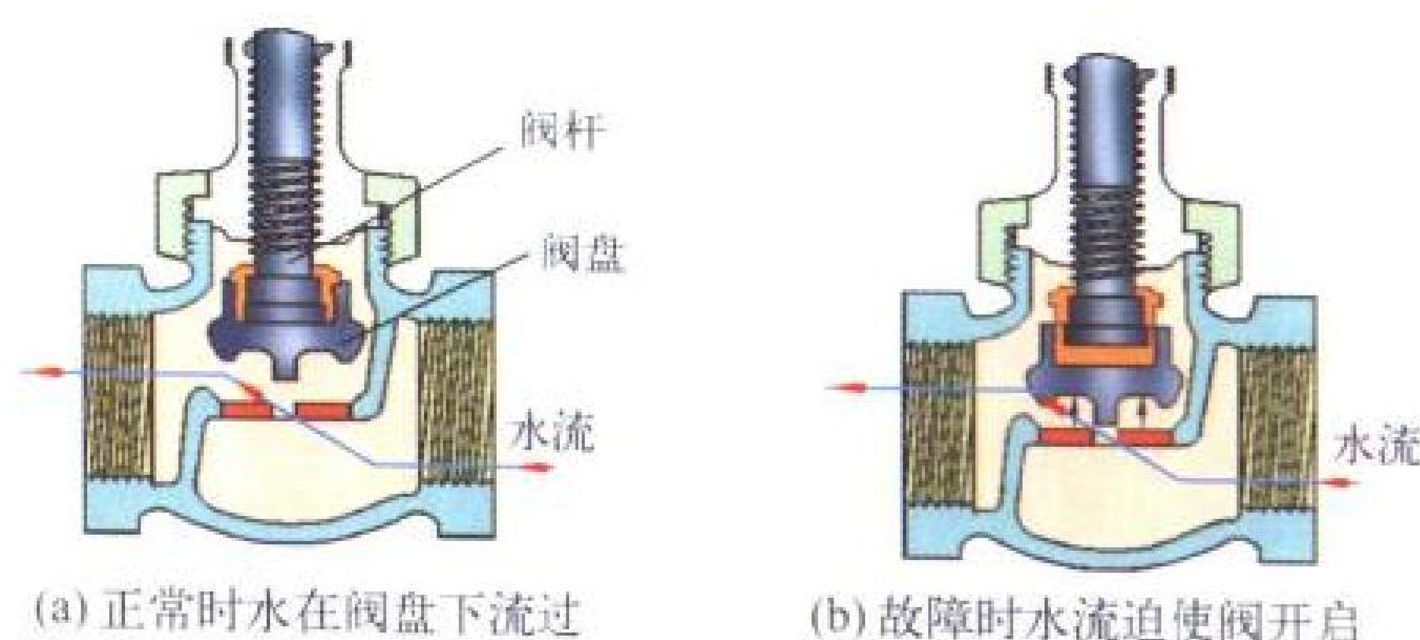
(撰写：王宗学 审订：王占林)

guzhang jiangji xitong

故障降级系统 fail-degraded system 又称故障软化系统。系统有故障时可降级使用但仍保持安全和具有主要功能的系统。它应用故障降级设计。故障降级设计的思想是：系统有故障时可改变工作模式或技术状态，此时虽然降低了一些性能，但仍具有主要功能和能保证运行安全。例如，有些现代飞机，其电子系统设计有通用电子模块，假如导航电子设备有故障时，会自动改变技术状态，借用通信电子设备中的通用模块。此时虽损害了通信功能，但仍能保持导航功能与保证飞行安全。 (撰写：王立群 审订：耿荣生)

guzhang keyong xitong

故障可用系统 fail-operational system 有故障时仍能执行其预定功能的系统。它应用故障可用设计。这种设计能使有故障的系统在修理前仍能继续安全工作，执行其预定功能。图示为锅炉馈水阀的故障可用设计示意图。在其正常工作时，阀杆与阀盘是固定在一起的，水流方向如箭头所示。在



(a)正常时水在阀盘下流过　(b)故障时水流迫使阀开启

锅炉馈水阀故障可用设计示意图

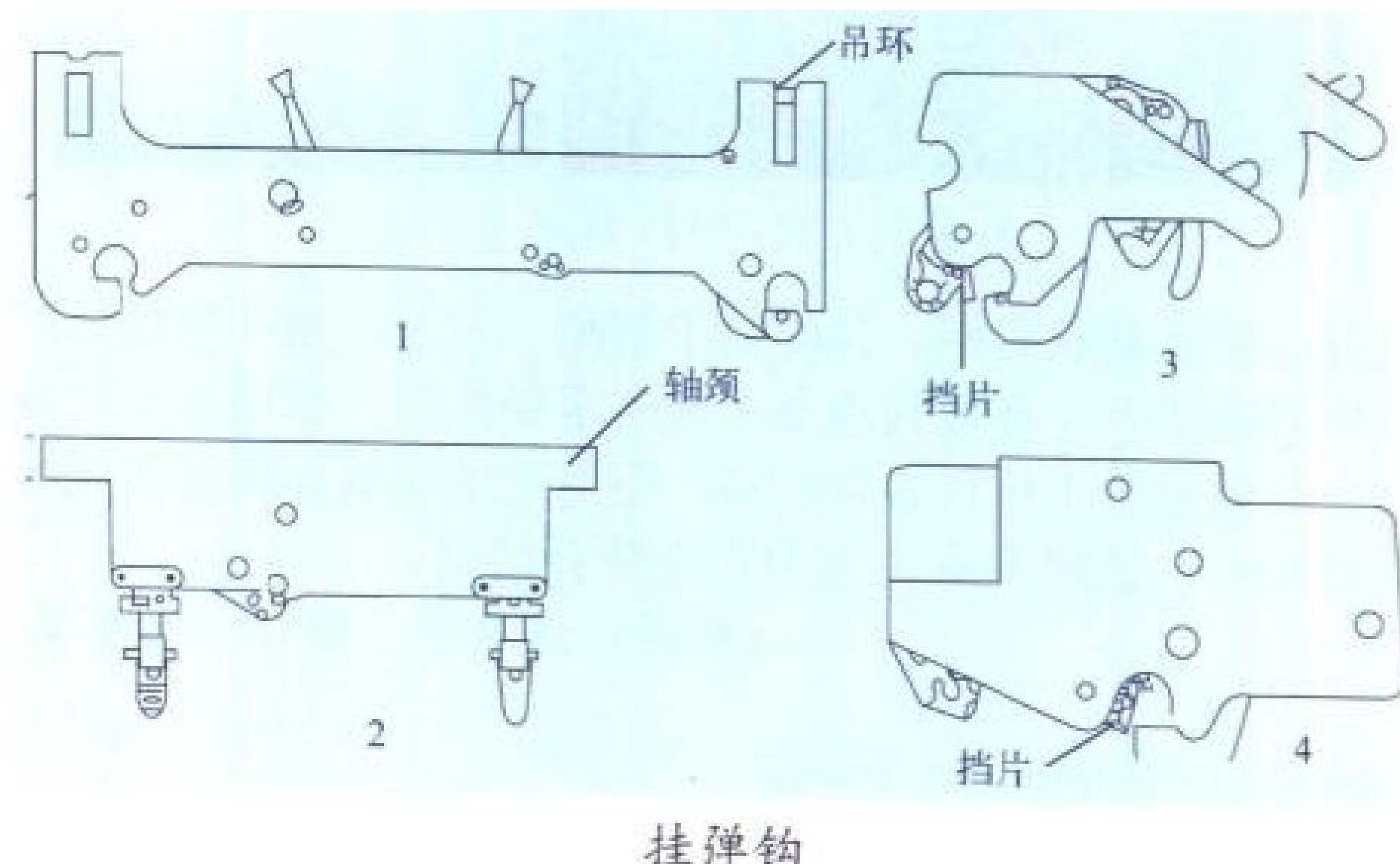
(馈水阀发生阀盘脱离阀杆故障时，水流仍能使阀开启)

发生阀杆与阀盘脱离故障时，水流能迫使阀盘向上，使阀开启，水能继续流入锅炉。 (撰写：王立群 审订：耿荣生)

guadangou

挂弹钩 bomb shackle 悬挂、锁闭、投放悬挂物的机构。安装在挂架或外挂梁上。挂弹钩通过其挂钩与悬挂物的吊耳啮合实现悬挂，同时其锁闭机构能保证在起飞、着陆、飞行过载条件下，悬挂物不会意外滑落。在驱动能源作用下，投放机构完成解除锁闭和打开挂钩的动作，使悬挂物与载机分离。挂弹钩不仅能可靠地运载炸弹等悬挂物，还有如下功能：发出挂弹及投弹信号；按指令进行爆炸或不爆炸投弹；投放瞬间给炸弹施力强制推脱分离等。

根据挂弹钩在挂弹架上的安装方式，挂弹钩可分活动式和固定式两类(见图)。活动式挂弹钩多用在轰炸机炸弹舱内



挂弹钩

1、2—活动式挂弹钩；3、4—固定式挂弹钩

的挂弹架上，通过专门的轴颈或吊环同挂弹架相连，挂弹时需将其从挂弹架上取下来，锁到待挂的炸弹弹耳上，然后一起挂到挂弹架上。固定式挂弹钩多用于歼击机、强击机、武装直升机的机身、机翼挂架或复式挂弹架上。挂弹钩根据所具有的挂钩数量，可分为单钩、双钩和复合弹钩。标准钩距分别为 355.6 mm 和 762 mm，复合弹钩则两者兼有。按承载能力，挂弹钩还分为与悬挂物相同的 5 个重量级。挂弹钩常用的驱动能源有储能弹簧、电磁释放器、抛放弹，采用电气操纵激发产生开放力。

旧式挂弹钩主要由电磁释放机构、爆炸控制机构及挂钩和持弹杠杆、释放杠杆等组成。现代挂弹钩除上述机构外还设有弹射机构。 (撰写：刘国梁 审订：王祖典)

guanjian baozhang shebei

关键保障设备 critical support equipment 由于一定的缘

故需要专门重点管理的保障设备。例如高新技术含量高的、价格昂贵的、设计制造周期长的、含有或接触危险材料的、含有紧缺部件或材料的、国外引进的、涉及保密的保障设备。 （撰写：侯志刚 审订：王立群）

guanchaji

观察机 observation aircraft 在任务区上空执行目视观察任务的飞机。主要用来校正炮兵目标。一般为轻小型飞机或战斗机的改型，要求飞机具有较好的低空性能和较强的生存性，具有全天候飞行能力。机上需配备所需的观察设备，一般不带武器或仅带少量自卫武器。

（撰写：赵群力 审订：顾诵芬）

guancha zhishengji

观察直升机 observation helicopter 装有专用的观察设备，用于在空中观察获取信息的直升机。在军事上装有侦察设备，用于实施空中侦察的则称为侦察直升机。直升机利用其独特的飞行特点，配以良好的侦察设备，视野广阔，灵活



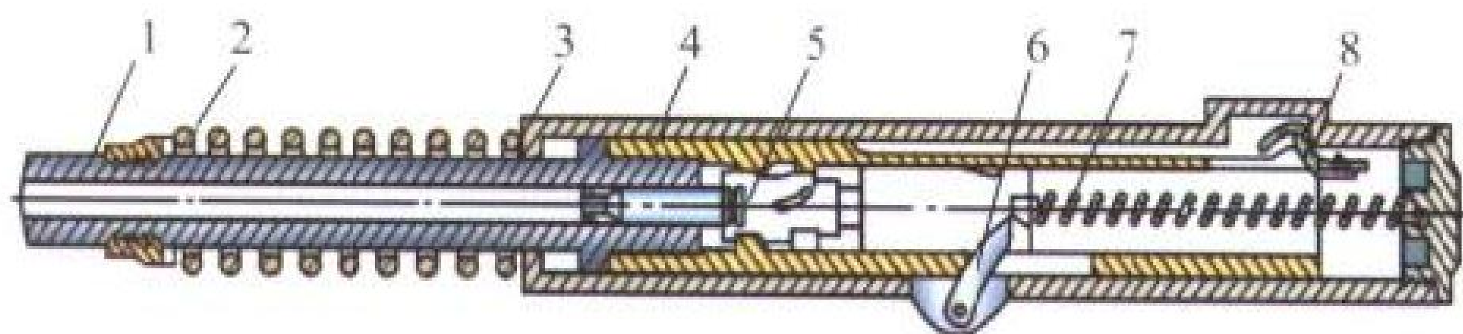
美国的OH-58D观察直升机

机动，便于截获目标，探测结果清晰、可靠，是一种良好的空中侦察平台，在现代战争中具有重要作用。在民用上，观察直升机可用于执行各种灾情、险情或地面重要活动情况等观察任务，适时向有关方面传输所获信息。

（撰写：温清澄 审订：杨惠琴）

guantuishi hangkong jipao

管退式航空机炮 aircraft barrel-recoilled cannon 又称身管后坐式航空机炮。利用火药气体作用于膛底的压力推动机心和炮管一起后坐，在机心和炮管的后坐与前冲过程中带动自动机构工作，完成开膛、抽壳、进弹、锁膛、打火等动作以实现连续射击的航空机炮（见图）。按机心和炮管分离时炮



管退式航空机炮

1—炮管；2—炮管簧；3—炮身；4—机心匣；5—机心；6—加速臂；7—机心复进簧；8—自动扣机

管行程的不同可分为炮管长行程式和炮管短行程式两种。此类航空机炮由于活动部件质量大，运动速度低，故射速较低。其优点是后坐力较小，不用缓冲装置可直接装在飞机炮架上。 （撰写：史家科 审订：王祖典）

guanchuan yeliu lengque

贯穿液流冷却 liquid flow-through cooling 简称贯流液冷。使冷却液贯穿部件内部进行循环而使发热部件冷却的一种新型高效的热管理方法。贯流液冷方法已应用于先进战斗机的综合机架结构，例如美国的F-22战斗机。贯流液冷装置一般包括液冷机架和液冷模块两部分。液冷机架如图1和图2所示，在综合机架的顶面和底面各装一个液冷热交换

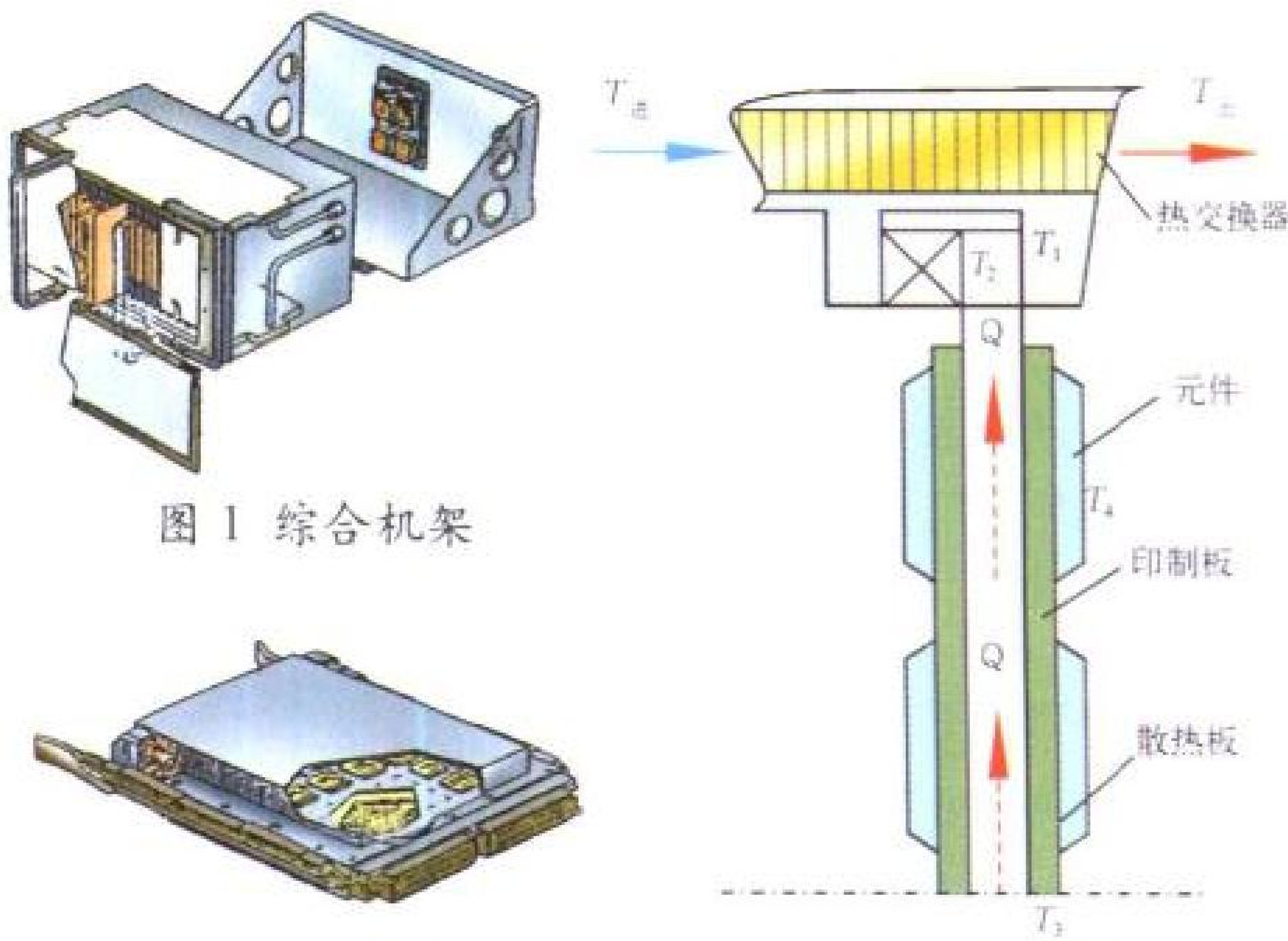


图1 综合机架

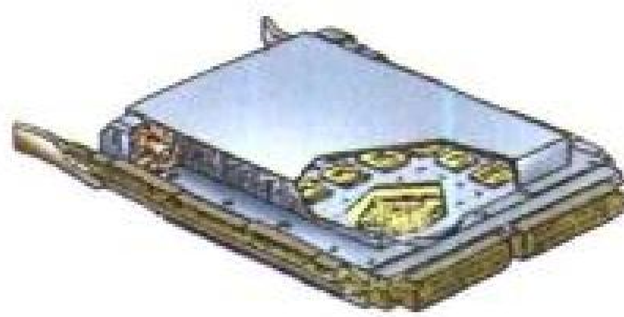


图3 液冷模块

图2 模块热通路

器，冷却液通过综合机架和安装架上的可插拔的液流管接头以及连接到热交换器上的软管进出综合机架。热交换器内部设有螺旋形管道。外场可更换模块（LRM）的中央为导热芯板，电路板安装在导热芯板的正反两面。LRM插入导槽后，通过导热芯板和导槽之间的紧密接触而散热。这种模块的进一步发展成为液冷模块，如图3所示。液冷模块的中央芯板的内部设有螺旋形管道，其进出口通过安装在模块两侧的液流管接头与安装在导槽上的接头接合，当模块插入导槽后即与液流环路接通。当然，冷却液循环的外环路需要有冷却和动力源。贯流液冷效率很高，适用于高安装密度的航空电子设备。 （撰写：吕宗祺 审订：金德琨）

guanxing daohang xitong

惯性导航系统 inertial navigation system 见电子卷。

guanxing ouhe

惯性耦合 inertial coupling 又称惯性交感。飞行器绕一个机体轴转动，由于本身质量的惯性作用，产生对另外一个机体轴的力和力矩，从而使这两个不同轴的运动耦合起来的现象。如飞机发动机的高速转动的部件或飞机螺旋桨的陀螺效应，飞机进入尾旋时的急剧滚转和偏航运动，飞机作快速横滚机动飞行时迎角和侧滑角大幅度变化等都包含着惯性耦合的现象。 （撰写：赵震炎 审订：肖业伦）

guanxing zhidao

惯性制导 inertial guidance 见航天卷。

guangchuan feixing kongzhi xitong

光传飞行控制系统 fly-by-light control system 以光代替电作为指令传输的载体，以光导纤维（光缆）代替电导线（电缆）作为物理传输介质，应用光纤数据传输技术在飞控计算机之间或飞控计算机与远距终端（如舵机等）之间传递指令和反馈信息的飞行控制系统。在光导纤维的两端有电/光和光/

电转换元件，光位移传感器（如反馈传感器）可直接输出供光纤传输的光信号。国外20世纪70年代初就开始了光纤技术在飞机上的应用研究。光导纤维为介质材料的光缆具有以下优点：传输信号过程中不向外辐射能量，不产生对外干扰；传输容量大、速率高、频带宽，在一根光纤上可以同时传输视频、高频和各种数据信息；可隔离传输通道间的故障影响；重量轻；对核辐射和电磁干扰不敏感等。光计算机是用光学器件制成的计算机，虽有很多优点，如开关速度、运算速度、可靠性、功耗等比电子器件好得多，但由于成本很高、不易编程，故离实用尚有相当距离。

（撰写：王宗学　审订：王占林　张汝麟）

guangdian ceshi jishu

光电测试技术 optical-electronic measuring technique 利用光学、光电子学、电子学原理对物理量进行精确测量的一种技术。它是集光学、电子学、光电子学、测量学、电视、遥感技术、自动控制、计算机等技术为一体的复合技术。

光电测试技术采用光电探测系统对被测目标进行识别探测、处理，确定被测目标的物理量，是一种非接触测量技术。就探测系统而言，其光谱范围从红外到X波段，记录介质有胶片、干板、磁盘、光盘等，记录的信息有数据、图像等。测量的物理量主要包括线值、角度、表面形状、表面缺陷、表面温度、光谱特性、流速、流场分布、零件形变、振频、振型、应力、应变、目标识别、动态目标的位置、速度、姿态等。

以光电测试技术为基础开发研制的一大批光电测试设备得到了迅速的发展，如光电经纬仪、激光雷达、激光、电视测量系统、数字高速摄影系统、跟踪天文望远镜、光电瞄准装置、医用光电仪器、夜视仪、热像仪、光谱仪系统等已广泛应用于科研、生产线的在线测量、实时监控；航空、航天、兵器领域的动态目标定位、定轨、姿态测量；军事领域的目标跟踪、目标识别、弹道轨迹测量、光电瞄准、卫星遥感、资源调查、气象服务、天文观测、测绘及医学等领域。

目前，光学、光电子学与计算机技术的紧密结合，使光电跟踪测量技术、信息与图像处理技术得到了迅速的发展。

（撰写：侯宏录　审订：屈见忠）

guangdian yeshi miaozhun diaocang

光电夜视瞄准吊舱 electro-optical night vision and targeting pod 又称前视红外激光瞄准吊舱（FLIR Laser Targeting Pod）。将精密的光电夜视瞄准系统安装于吊舱内并外挂于飞机下方的一种装置。夜视瞄准过程是在飞机驾驶员配合下完成的，由前视红外探测器对地面目标的热辐射进行被动探测，前视红外视频图像显示在机内的光栅平视显示器或下视多功能显示器上，驾驶员标识目标后，夜视瞄准系统进入对目标锁定及对目标的自动跟踪，随后激光光束照射目标，让投放的激光制导武器（激光制导导弹和激光制导炸弹）跟踪激光光斑去精确命中目标。当使用红外成像制导的空地导弹时，夜视瞄准系统将被锁定的目标信息，由导弹校靶相关器传递给导弹的红外探测器，使其瞄准线转向同一个目标，导弹自己锁定目标后驾驶员即可启动导弹发射指令。

夜视瞄准吊舱主要由前视红外成像装置、图像处理计算机、激光测距/照射装置和环境控制装置等功能组件构成。前视红外成像装置采用3～5 μm或8～12 μm光谱波段的探测器，使夜视瞄准系统具有全天候及不良气象条件下的工作能力。激光测距/照射装置通常使用1.06 μm光谱波段的Nd:YAG固体激光器，此装置在武器投放前用来探测目标的距离，激光制导武器投放后进行激光光束照射，照射时使用10～20 pps频率的可编码脉冲。高精度稳定和跟踪装置采用陀螺稳定平台结构，通常使瞄准线达到40 μ rad的稳定精度和1 rad/s的跟踪角速度。吊舱控制计算机执行夜视瞄准系统所需的全部功能计算、自检测、控制数据存储和接口功能。图像处理计算机（又称自动图像跟踪器）通常由区域跟踪器、目标相关跟踪器和点跟踪等组成，用以处理红外探测器的视频信号、提取目标特征以便跟踪所选定的目标。环境控制装置用来散掉吊舱内电子装置的发热及气动加热产生的热量，通常采用液体介质的致冷机或冲压气体介质的致冷机。

（撰写：王永年　审订：孙隆和）

guangmuban

光母板 optical mother board 用光学元器件构筑的母板。它是电气母板概念的进一步发展，用光纤嵌入到底板中代替铜的印制线，各插件上带有各自的光电转换器。每块光母板上有自己可更换模块插件形式的光开关模块和光开关控制模块。母板上的各插件通过母板中嵌入的光纤、光开关模块中光开关阵列，在光开关控制模块的控制下构成所要求的通信通路。不同母板插件间的通信同样由光开关模块接通，但必须经过机箱间的光纤链路，形成光通信网络。光母板内传输延迟为1～2 μs量级。光母板间的传输延迟同样也是1～2 μs量级。光母板特点是抗电磁干扰，抗电子（对抗）干扰，无电磁脉冲效应。

（撰写：魏绍贤　审订：周耀荣）

guangsuxingfa shiyan

光塑性法试验 photoplasticity test 应用光学原理研究塑性变形的一种实验应力分析方法。当偏振光通过透明的弹塑性变形着的模型时，会产生双折射效应。利用这一原理可以模拟原型件的塑性变形过程，并利用模型试验塑性变形时记录所得的应力图像，解决原型件超过弹性极限时的应力分析问题。欲使模型所得结果与原型件相符，除了应满足几何相似、载荷相似和边界条件相似以外，还应根据不同原型件的材料选择相应的模型材料，以保证主要力学性能相似。一般要求两者的应力—应变曲线以及塑性条件都必须相似，在塑性变形过程中泊松比还必须相等。因此，模型材料主要应用非晶态模型材料，例如硝化赛璐珞比较适合模拟强化材料；聚碳酸酯比较适合模拟理想塑性材料，但都存在着粘弹性的影响。总之，光塑性法对塑性力学研究与解决工程中的有关问题都很有意义，但其发展也在很大程度上受到模型材料相似程度的制约。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

guangtanxingfa shiyan

光弹性法试验 photoelasticity test 应用光学原理进行弹性应力分析的一种实验应力分析方法。天然晶体，如方解石，当光射入后，不像普通各向同性透明材料，而能分解成两束折射光，此现象称双折射。其中一束非寻常光的传播速度与折射率随传播方向的不同而变化；两束光的光矢量振动方向互相垂直；有一个特殊方向，当光线沿之入射时不发生双折射现象，称为光轴。某些透明的非晶体材料，特别是一些聚合塑料，在自然状态下是光学各向同性

的，但受应力作用时就变成了各向异性的，呈双折射现象，但这是暂时的，应力解除后即行消失。应力的光弹性测量法便是基于这一物理特性展开的。先将透明塑料制成与工件相似的模型放在偏振光场中加载，便在模型上呈现出干涉条纹。可以获得两组干涉条纹，表征主应力方向的等倾线和反映主应力差的等差线；然后通过对测量的计算便可获得全场应变与应力状态。



涡轮盘光弹法应力测量等色线图

20 世纪 50 年代中完善起来的光弹性贴片法，使得光弹性试验技术跨出了重大的一步。通过测量贴片随构件表面变形而呈现的干涉条纹可以在现场实物上获得应力应变分布，因而得到了广泛的应用。

将透射全息照相技术与光弹性法相结合而发展起来的全息光弹性法，不仅能获得等倾线与等差线，而且还可获得反映主应力和的等和线。因此，模型上各点的应力分量可以通过很简单的计算而得到。此法已在平面问题中得到了成功的应用。 （撰写：张躬行　审订：何君毅）

guangxian tongxin

光纤通信　optical fiber communication　见电子卷。

guangxian tuoluo

光纤陀螺　optical fiber gyro　见电子卷。

guangboshi zidong xiangguan jianshi

广播式自动相关监视　automatic dependent surveillance broadcast (ADS-B)　见电子卷。

guangyu chafen GPS

广域差分 GPS　wide area differential GPS　见电子卷。

guangyu zengqiang xitong

广域增强系统　wide area augmentation system (WAAS)　见电子卷。

guiji baochi

轨迹保持　trajectory control　自动飞行控制系统的基本工作模态。飞机在空中飞行过程中能抵抗外界干扰保持飞行轨迹不变。飞行轨迹可视为在纵向平面（垂直面）的轨迹和在侧向平面（水平面）的轨迹。垂直面内轨迹保持就是高度保持，它是自动飞行控制系统的一种工作模态。侧向平面内的轨迹保持又称航迹保持。通常轨迹保持模态即指航迹保持。为保持侧向轨迹，在飞行控制系统侧向通道中应引入侧向偏差和偏航角的信号。飞机自动进场着陆、军用飞机的侦察摄像、投弹轰炸等均要求精确的轨迹保持。民航客机在区域导航的航线飞行时也要求轨迹保持，现代化的民航飞行控制系统中也都设有轨迹保持模态。（撰写：王宗学　审订：王占林）

gunzhuanjiao

滚转角　roll angle, bank angle　机体竖轴与过纵轴的铅垂平面的夹角。常用 ϕ 表示（参见偏航角插图）。

gunzhuan liju

滚转力矩　rolling moment　使飞机绕纵轴 Ox 旋转运动的力矩。机翼及其副翼是飞机上产生滚转力矩的主要部件。侧向运动时，垂尾也会产生滚转力矩。当驾驶员将操纵杆往左偏时，左边的副翼上偏，升力减小，右边的副翼下偏，升力增加，这样，飞机就产生使左翼向下、右翼向上的滚转运动。此外，当飞机发生侧滑和偏航时，也会伴随产生滚转力矩。沿 Ox 轴指向，按右手定则确定滚转力矩的正负号。滚转力矩与 $\rho V^2 S l/2$ 的比值，称为滚转力矩系数，以 C_l 表示，其中 ρ、V、S、l 定义与偏航力矩中相同，它为无量纲量，与飞机形状、飞行姿态、雷诺数、马赫数等有关。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

guoji biaozhun daqi

国际标准大气　International Standard Atmosphere　由国际性组织（如国际民用航空组织、国际标准化组织）颁布的一种“模式大气”。它依据实测资料，用简化方式近似地表示大气温度、压力和密度等参数的平均垂直分布。

比较通用的国际标准大气的主要内容包括：(1) 基本假定：大气是静止的，空气为干燥洁净的理想气体，在规定温度随高度的变化规律和海平面上的温度、压力和密度初始值后，通过对大气静力学方程和气体状态方程的积分，获得压力和密度数据。(2) 海平面大气物理属性等主要常数：海平面温度 t_0= 15℃；海平面绝对温度 T_0= 288.15 K；海平面空气密度 ρ_0=1.225 kg/m³；海平面空气压力 p_0= 101325 Pa；海平面声速 a_0= 340.294 m/s；标准重力加速度 g_0= 9.80665 m/s²；干燥空气的气体常数 R = 287.05278 J/(kg · K)。(3) 大气温度随高度变化的计算公式。(4) 大气压力随高度变化的计算公式。(5) 空气密度随高度变化的计算公式。此外，还有粘性系数、分子碰撞频率、分子量等。根据上述各公式计算出来的数据排列成表即为标准大气表。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

guoji haishi weixing tongxin xitong

国际海事卫星通信系统　International Maritime Satellite Communication System (INMARSAT)　由国际海事卫星组织 (International Maritime Satellite Organization) 营运的一种卫星通信系统。国际海事卫星组织成立于 1979 年，最初用租用的卫星来提供海上通信服务，但很快将营运业务扩展到了陆地和航空。INMARSAT 系统由船上地球站、岸上地球站、网络协调站以及卫星组成。该系统用定位在大西洋、印度洋和太平洋上空的三颗同步轨道卫星覆盖整个地球，后来用四颗卫星实现重叠覆盖。系统规定，在船站与卫星之间采用 L 频段，岸站与卫星之间采用双重频段，即数字信道采用 L 频段，调频信道采用 C 频段。系统中的基本信道种类可分为电话、电报、线路申请（船到岸）和线路分配（岸到船）4 种，可以进行遇难通信、应急通信和安全通信。1985年，INMARSAT 将业务扩展到航空领域，1989 年进一步扩展到支持陆地移动通信。1994 年国际海事卫星组织改名为国际移动卫星组织 (International Mobile Satellite Organization)。继第一个系统 INMARSAT-A 之后，已经陆续出现了全数字化的 INMARSAT-B 系统、INMARSAT-C 系统、INMARSAT-

M 系统、用于航空卫星通信的 INMARSAT-Aero 系统、卫星寻呼系统 INMARSAT-D 系统以及数字化手持卫星电话系统 INMARSAT-P 系统。据 1996 年 3 月统计，全世界已经有 25611 个 INMARSAT-A 的用户终端，1942 个 INMARSAT-B 用户终端，23532 个 INMARSAT-C 用户终端，9003 个 INMARSAT-M 用户终端，以及 796 个 INMARSAT-Aero 用户终端。 （撰写：罗通俊 审订：许宗泽）

guoji minyong hangkong zuzhi

国际民用航空组织 International Civil Aviation Organization (ICAO) 简称国际民航组织。协调世界各国政府间在民用航空领域内各种经济、技术关系和法律事务的国际组织。它是联合国的专门机构之一。1944 年，52 个国家的代表在美国芝加哥举行国际民用航空会议，会上制定的《国际民用航空公约》（即《芝加哥公约》）于 1947 年 4 月 4 日生效。根据公约规定，于公约生效日成立国际民用航空组织。国际民航组织的全体成员会议，每 3 年召开一次。常设机构为理事会，由会议推选产生理事国，任期 3 年。理事会下设航行、航空运输、法律、共同经营导航设施、财务等 5 个委员会，常设执行机构为秘书处，下设航行、航空运输、技术援助、法律和行政服务等 5 个局，在各大洲设有 6 个地区办事处，总部设在加拿大的蒙特利尔。国际民航组织的宗旨是通过会员国之间的协商制定原则和措施，保证国际民用航空的安全，促进国际航空运输的发展，并定期出版《国际民航组织会报》月刊。中国是 1944 年《国际民用航空公约》的签字国和国际民航组织的成员国，1974 年起当选为理事国。 （撰写：裴凯 审订：金允汶）

guodu huanqi

过度换气 hyperventilation 呼吸频率、深度、肺通气量增加，以至气体交换超出正常范围（大约半倍）的呼吸。飞行中由于心理负荷（如精神紧张）及环境负荷（如缺氧、高温、加速度）作用，或呼吸阻力过大都能引发过度换气。这时，血液中二氧化碳分压降低，引起脑血管收缩、脑血流明显减少，出现头晕、视觉模糊、注意力不集中、肌肉痉挛等症状。因与缺氧表现相似，会误认为缺氧，反而有意识地加快加深呼吸使症状加重，引起意识丧失，导致飞行事故。预防措施有：(1) 进行呼吸训练，掌握呼吸要领，提高应急处置能力；(2) 提高供氧系统性能，使呼吸阻力控制在规定范围内。 （撰写：肖华军 张玉明 审订：袁修干）

guodu jiaolianji

过渡教练机 transition trainer, companion trainer 用于飞行员作过渡（改装）飞行训练的新型作战飞机的同型教练机。主要用在驾驶员改飞一种新机型时，进行适应训练。过渡教练机多由同型作战飞机改型或改装而成，除可以用于训练飞行之外，仍可作战斗飞机使用。美国的 F-16 B、俄罗斯的苏-27 UB 等均为过渡教练机。（撰写：任源博 审订：张钟林）

guoleng shuidi

过冷水滴 supercooled water droplet 温度低于 0℃ 而尚未冻结的液态水滴。常见于大气对流层下半部的云层中，是致使飞机部件迎风表面上发生水滴结冰现象的必要条件。其直径多在 5～50 μm 范围内，温度一般不低于 －40℃，直径越小过冷度越大。它处于不稳定的热力状态中，当发生碰撞（如飞机飞行中撞击）或其内部发生振动时便立即冻结。遇有冻结核或在负温下自生冻结核，是其冻结成冰的必要条件。 （撰写：陈明生 审订：袁修干）

guoququ

过屈曲 postbuckling 结构在屈曲后仍能承受一定载荷的情况称过屈曲。过屈曲研究屈曲后结构的平衡，载荷与位移的关系，结构的承载能力等问题。结构屈曲并不见得完全失去承载能力，有的结构还能继续承载，因此研究它很有必要。航空结构过屈曲的一个例子是张力场，梁的腹板和机身蒙皮受剪失稳后仍以另一种平衡状态承受载荷。利用此性质可以减轻结构设计重量。过屈曲研究的理论基础是非线性屈曲理论。 （撰写：何君毅 审订：张鹤行）

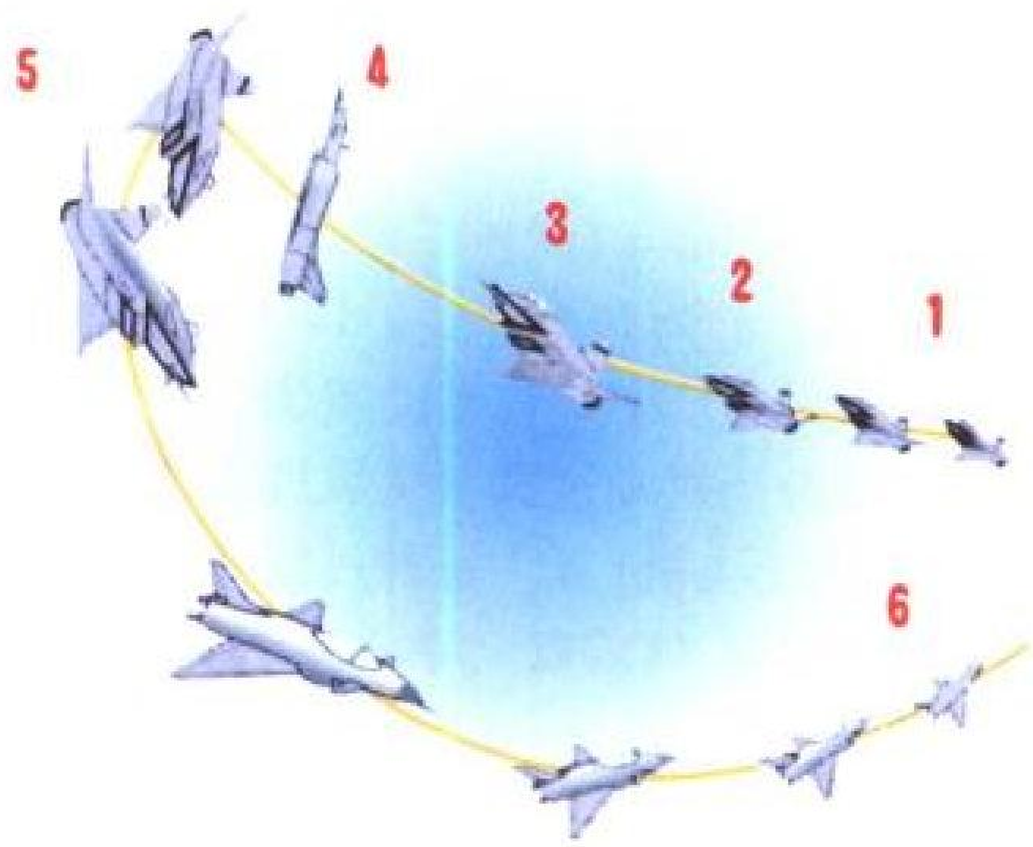
G

guoshisu feixing

过失速飞行 post-stall flight 飞机在大于失速迎角后的飞行。过失速飞行中，飞机的动态特性由可能出现的几种有差别而又依次连贯的运动组成，即偏离、过失速旋转、初期尾旋、稳态尾旋和深度失速。（撰写：蒋德秋 审订：李志强）

guoshisu jidong

过失速机动 post-stall maneuver 飞机在超过失速迎角较多的状态下进行的可操纵机动动作。美、德合作用 X-31 试验机首次较有系统地研究过这类机动动作。1993 年试飞后证明可以在迎角 50°～70° 条件下横滚、拉筋斗、急转弯等。1995 年该机在法国国际航空展览会上曾作过公开表演，其中一个动作是以首创这种机动的德国驾驶员赫伯斯特 (W. B. Herbst) 命名为“赫伯斯特机动”（如图所示），更为受



赫伯斯特机动

1—飞机从大速度开始减速；2—由于增大迎角减速很快；
3—超过失速迎角飞行；4—迎角达到约 70°；
5—飞机绕速度矢量轴滚转，很快可达到预定的新飞行航向；
6—飞机已基本偏转 150° 以上

到重视。这种动作从等速平飞进入，先将迎角拉到 70° 减速，然后以 50° 迎角稍向左急转弯拉起，当上升到一定高度后实施一个过失速迎角的转弯，使机头转向约 150°，然后下滑。飞机可以迅速把机头指向尾随的对方，实施导弹迎头攻击。实施这类机动的飞机必须有推力矢量装置，能在失速状态下气动力舵面效能极低时控制飞机运动，同时机翼要在迎角 50°～60° 或更大时仍能产生足够的空气动力。反对这类飞机机动动作战术意义的人认为，它必须在低速状态实施，这对后续作战不利。当完成攻击任务后，本身将成为对方僚机的“活靶子”。但新一代战斗机如美国 F-22、法国

"阵风"和俄罗斯的苏-35都有一定的过失速机动能力。

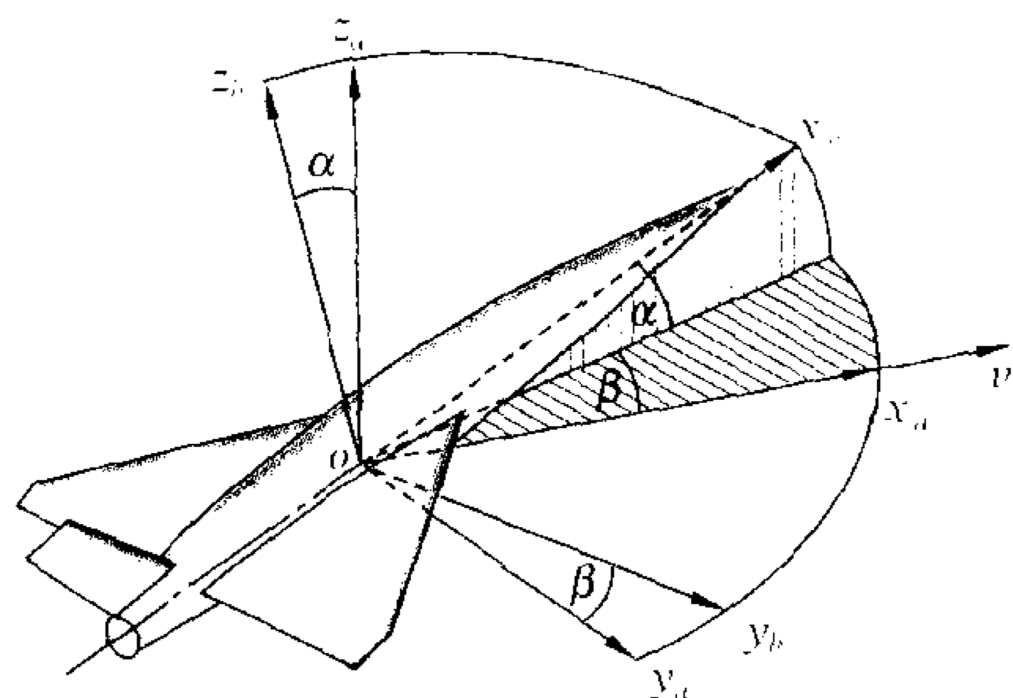
（撰写：朱宝鎏　审订：顾诵芬）

guoye weixiu

过夜维修 overnight maintenance 为了保证在驻地外航站过夜停留的飞机第二天再起飞需作的维护工作。包括一般性检查；安全系留过夜防护工作，如盖蒙布、堵盖、冬天放水、拆下蓄电瓶等。（撰写：王立群　审订：耿荣生）

guozai

过载 load factor 又称载荷因数、载荷系数。作用在飞机某方向上的除重力以外的所有外力之合力与飞机重力之比值，称该方向上的过载。规定的载荷有：空气动力、惯性力、地面或水面的反作用力等。过载在机体坐标轴系（x_b，



速度坐标轴和机体坐标轴图

α—迎角；β—侧滑角

y_b，z_b）中的三个分量分别是纵向过载n_{xt}、法向过载n_{zt}和侧向过载n_{yt}，并按坐标轴的方向定其正负。亦可以把过载投影到速度坐标轴系（x_a，y_a，z_a）的三轴上，用三轴上的分量来表示（见图）。飞机外载荷和强度计算通常使用的是法向过载n_{zt}（或升力过载n_z）

$$n_z = L/W$$

式中 L 为飞机的升力；n_z为升力过载；W 为飞机重力。

等速直线平飞时，升力等于飞机重力。此时 n_z 等于1.0。过载按受载情况分为机动过载、突风过载、起落架过载和着水过载（主要为水上飞机）等。每种过载又分为使用过载和设计过载。（撰写：何君毅　李玉璞　审订：郦正能）

guozai yinqi de yishi sangshi

过载引起的意识丧失 g_z-induced loss of consciousness 正加速度作用时，因惯性力过载作用使血液向身体下部移位，因头部缺血造成失去知觉的现象。人体受到一定+g_z作用后通常先出现灰视、黑视，随后发生意识丧失。现代高性能战斗机 +g_z增长率达 6g/s 以上，在几秒内可使驾驶员在无任何视觉先兆情况下突然丧失意识，丧失驾驶能力。防护措施：采用抗荷紧张动作、抗荷服、后倾座椅、加压呼吸、离心机锻炼和体能锻炼等。（撰写：詹长录　审订：袁修干）

guozai yingjiao xianzhiqi

过载/迎角限制器 load factor and angle of attack limiters 过载限制器和迎角限制器的组合。不仅能限制迎角 α，而且还能限制过载 n_z，哪个量值先达到预定限幅值，就限制该信号，故而此限制器称为过载/迎角限制器。飞机高速飞行时，若驾驶员操纵过猛，会出现很大的法向过载，以致飞机结构可能被破坏。为此，在电传飞行控制系统中指令模型后设置一个非对称的限幅电路，以限制飞机可能出现的最大正（或）负过载，如图1所示。飞机低速飞行时，其法向过载不大，若驾驶员操纵不当，会出现超过失速迎角，使飞机进入尾旋的危险飞行状态。为此，设置迎角限制器，如图2所示。迎角限制值随飞行 M 数变化而变化，如图2中的α_{L1}和

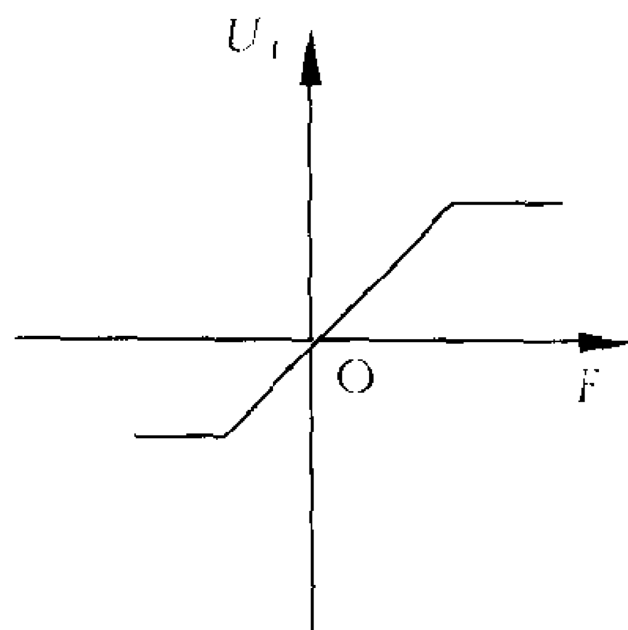


图1 过载限幅器原理

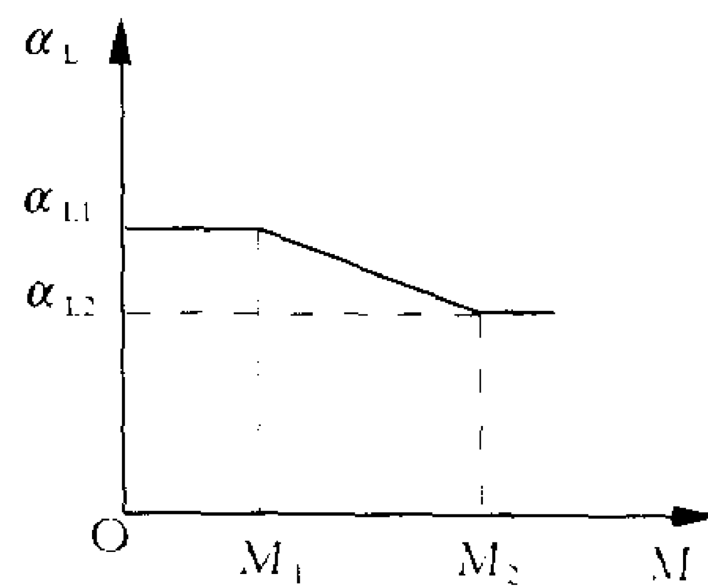


图2 迎角限制器原理

α_{L2}。过载和迎角限制器是用来防止驾驶员操纵时，由于操纵疏忽而危及飞机安全的一种有效保护措施，使驾驶员能放心大胆地操纵，从而改善了飞机的操纵性。

（撰写：徐鑫福　修订：于黎明　审订：王占林）



haijun hangkongbing

海军航空兵 naval aviation 主要在海洋上空遂行作战任务的海军兵种。包括以陆上和水上机场为基地的岸基航空兵和以航空母舰及其他水面舰只为基地的舰载航空兵。主要任务是攻击敌方海上、空中目标，袭击敌方和保护己方的海军基地、港口、沿海机场和海上交通线，争夺海洋战区的制空权和制海权，从空中掩护、支援己方舰艇等。1911 年 5 月 8 日美国正式组建海军航空兵。随后英、法、德、日、俄等国相继在海军中建立航空兵。第一次世界大战中，形成了不同机种的海军航空兵部队。第二次世界大战中，海军航空兵迅速发展，成为海上的突击力量，对海战的进程和结局产生了重大影响。随着科学技术的发展和未来战争的需要，海军航空兵的作战能力将进一步提高，舰载航空兵在海军航空兵中的比例将逐渐增大，舰载机将向采用“隐身”技术和多用途方向发展。 （撰写：潘旭深 陈起荣 审订：朱宝鎏）

haitun yundong

海豚运动 porpoising 水上飞机在水面运动过程中，由于飞机重心和水动中心作用的位置配合不当，以及后体吸附效应和外界风浪等干扰而引起的周期性的纵摇和升沉相耦合的犹如海豚逐浪式的运动。它的猛烈性由纵摇振幅（升沉振幅一般考虑较少）来表示。通常着水比起飞更容易发生高频率大幅值的猛烈海豚运动，使得驾驶员难于操纵，甚至倾覆。对大长宽比的水上飞机来说，船身前体扭曲和延长后体都可减弱海豚运动的猛烈性。 （撰写：航 科 审订：刘秋爽）

haiqiqiu

氦气球 helium balloon 气囊内充以氦气作为浮升气体的气球。氦气是一种惰性气体，不会燃烧。氦气球的优点是比较安全。20 世纪 20 年代以后，随着天然气工业的发展，氦气的产量增多，世界上才出现了氦气球。氦气的密度是空气的 1/7，因此是一种很理想的浮升气体。缺点是价格比较昂贵，且为单原子分子，渗透力强，因此对气囊的气密性要求特别高。 （撰写：杨景佐 修订：赵群力 审订：王道荫）

hanshiwu fangzhen

含实物仿真 hardware-in-the-loop simulation 又称半物理仿真。将系统的实际设备与系统中的数学模型组成仿真系统进行试验研究。半物理仿真通常由满足实时性要求的仿真计算机、运动模拟器（如三轴模拟转台）、负载模拟台、飞行速度/高度模拟器和控制系统实物组成。仿真计算机用来实现系统的数学模型部分。半物理仿真是实时性仿真，系统在真实时间条件下运行，仿真的逼真度较高，多用来验证控制系统方案的正确性和可行性。另外，亦可进行系统功能、性能的优化调整和系统故障模式、安全性、可靠性仿真研究。因此，半物理仿真在航空航天飞行控制系统的设计研制中占有重要的地位。 （撰写：王宗学 审订：王占林）

han

焓 enthalpy 热力学中表征物质系统能量的一个重要状态参量，常用 H 表示。单位质量物质的焓称为比焓，常用 h 表示。$h = e + pv$，式中 e 为内能，p 为压力，v 为比容即单位质量物质的体积。在有关热工计算公式中经常引用焓的概念，在很大程度上简化了热力工程的计算，特别是可以引用图解的方法来研究过程。理论上可以证明，当系统在定压可逆过程中做膨胀功时，它所吸收的热量就等于系统焓的增量。对于完全气体，焓只取决于温度。随着流体移动而转移的能量不等于内能而等于焓的变化量。它在热力工程计算中甚至比内能有更广泛的应用。

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

handaobi

涵道比 bypass ratio 又称流量比。涡轮风扇发动机的外涵道和内涵道的空气流量之比。涡轮风扇发动机的重要设计参数，对发动机的耗油率、单位推力和单位迎面推力均有很大影响。不同用途的涡轮风扇发动机应选用不同的涵道比，如远程运输机和旅客机使用的涡轮风扇发动机，其涵道比为 4 ～ 9 。一般战斗机选用的加力涡轮风扇发动机的涵道比大多小于 1.0 ，甚至达 0.3 以下；作较长时间空中巡逻的战斗机的发动机则选用 1.0 左右的涵道比。

（撰写：张 津 审订：陈大光）

handao weijiang

涵道尾桨 fenestron tail rotor 又称涵道风扇式尾桨。见尾桨。



采用涵道尾桨的直 9 直升机

hanjie jiegou

焊接结构 welding structure 用焊接工艺连接制成的结构。采用焊接可构成造型复杂的结构，并具有重量较轻、生产效率较高和成本较低等优点。常用的焊接方法分为熔焊、压焊和钎焊三类。熔焊是利用热源使待焊处局部融化后形成焊缝，如电弧焊、电子束焊等；压焊是借助压力而施焊的连接技术，如点焊、缝焊、摩擦焊等；钎焊是加热时待焊工件并不熔化，而靠被熔化的钎料填充搭接缝隙，形成钎焊接头。为了保证焊接结构的质量，对焊缝区要进行 X 光等无损检测。焊接结构一直是常见的航空结构类型之一。早期的航空焊接结构是钢结构，现可见于铝、钛、铜等多种金属结构和某些非金属结构。常见的航空焊接结构有桁架、发动机架、薄壁结构、承力框和梁接头、支架、起落架支柱、油箱等。

（撰写：章怡宁 刘方龙 审订：何君毅）

hangban banci

航班班次 flight frequency 又称航班频率。班次指航班在单位时间内飞行的次数，通常以一个星期为标准计算航班班次。航班班次多少依据运量的需求和运力供给来确定，每周班次反映航线的航班密度、机场的使用情况和利用率，是制订航班计划的主要参考指标。在机型不变的情况下，班次增多表明运量需求或(和)运力供给增长。制订航班计划的原则是当运量多、运力充分时，应该增加航班密度，反之应适当减少航班密度。 (撰写：刘 平 审订：孟昭蓉)

hangban feixing

航班飞行 scheduled flight 按规定航路在预定的始发站、经停站(如果有的话)和到达站之间进行的民用商业性运输飞行。有定期、加班，客运、货运之分。 (撰写：管 德)

hangcaiku

航材库 aviation materials warehouse 机场内储存航空器材的机构。主要任务是向本机场所驻机队供应航空器材。它通常只储备常用的航空器材。往往在外场还设有派出机构——外场航材供应站，通常设在跑道、停机坪或修理车间附近，主要存放外场常用航空器材和零星维护消耗用品，以提高供应效率。库房分3类：一类库，温度保持在5～30℃，相对湿度在40%～70%；二类库，基本上达到上述温度和湿度要求；三类库，可不达到上述温度、湿度要求，但要防风沙、防漏、防雨、防鼠与防鸟。仪表、仪器与电子设备的库房应为一类库。航材库建设应实现四化：(1)作业机械化：发动机、副油箱、炸弹、导弹等大物件库房应设桁吊，一般物件配发副车、手推液压升降机，库外站台可用叉车、吊车。(2)管理自动化：逐步实现计算机控制的存储/发放自动化和测温、测湿遥控；一般应配吸湿机。(3)报警自动化：遇有火警、盗情能自动报警。(4)管库科学化，做到十防：防火、防虫、防洪水、防雷击、防潮、防热、防冻、防空、防奸、保密。 (撰写：王立群 审订：陈志伟)

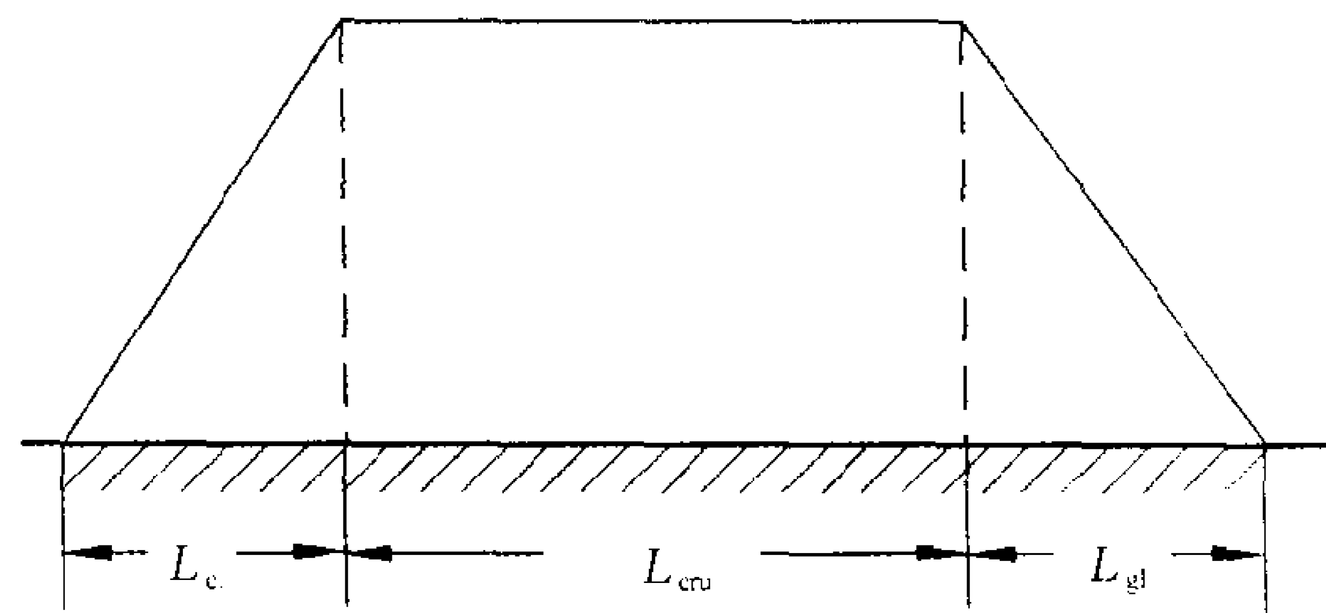
hangceji

航测机 air survey aircraft 载有遥测系统、对目标地域的参量进行测量的飞机和直升机。航测机一般是在民用飞机或直升机上加装航测遥感器而成。不同航测机能从不同高度(低、中、高空)大范围、快速和多谱段地进行感测。其机载航测遥感器主要有照相机、扫描仪等。为保证航测遥感的质量，其遥感器常装在陀螺平台上。航测机一般具有续航时间长、巡航高度范围大的特点，并具有较好的稳定性，装有完善的导航设备和自动驾驶仪。

(撰写：谷 星 修订：赵群力 审订：任源博)

hangcheng

航程 range 又称飞行距离。飞机在无风大气中，沿预定航线飞行，耗尽其可用燃油所能经过的水平距离(如图所示)。航程的远近与飞机的载油量、载重量、飞行高度、飞行速度有关。若采用空中加油可增大航程。常用的飞机航程包括：技术航程、实用航程、战术航程、最大航程等。技术航程：飞机携带有效装载，沿预定航线飞行，耗尽可用燃料所经过的水平距离。实用航程：飞机携带有效装载，沿预定航线飞行所经过的水平距离。计算中应尽量考虑起飞、上升和下滑所用燃料量，并留有所规定的着陆剩余燃油量。战术航程：飞机单机或机群为执行战斗任务并考虑安全燃油储备量时所能飞过的水平距离。最大航程(亦称转场航程)：飞机装载最大燃油量，在不携带有效装载的情况下，所能达到的最大航程。计算中应考虑所规定的着陆剩余燃油量。计算航程的典型飞行剖面和公式如下



典型航程飞行剖面

$$L = L_{cl} + L_{cru} + L_{gl}$$

式中 L_{cl} 为爬升段的水平距离；L_{cru} 为巡航段的水平距离；L_{gl} 为下滑段的水平距离。

(撰写：周建新 修订：陈增江 审订：李志强)

hangcheng he hangshi celiang

航程和航时测量 determination of range and endurance 通过飞行试验测定航程和航时，以验证飞机设计计算数据，并为编写新型飞机的技术说明书提供依据。

航程和航时测量多采用曲线网法(又称综合特性线法)。以涡轮喷气飞机为例，在整个高度范围内，取4～5个高度，每一高度上以5～6个不同速度进行短时间(按不同类型飞机分别为2～5 min)的等速平飞，测取耗油量、时间、高度、速度及发动机工作状态参数，作出每千克质量每千米的耗油量、换算小时耗油量、换算转速和M数及换算质量的关系曲线网。利用这些曲线网可确定对应的最有利航程状态和对应值的最有利航时状态，计算出任何使用条件下的平飞航程和航时的详细数据，并换算到标准大气条件。此法适用于新机鉴定及编写航程和航时计算说明书。

(撰写：余俊雅 修订：张克荣 审订：屈见忠)

hangdansan

航弹伞 aerial bomb parachute 从飞行器上空投各种航空弹药的降落伞。目的是保证航空弹药弹道稳定且准确，着陆或入水时不损坏、不跳弹。常见的有炸弹伞、核弹伞、水雷伞、鱼雷伞、照明弹伞等。炸弹伞、核弹伞用于延长弹的留空时间，使飞行器脱离爆炸杀伤区。水雷伞、鱼雷伞入水后自动快速与雷体分离(水雷一般入水速度不大于20 m/s，鱼雷为50～80 m/s)，并保证雷体入水的角度。照明弹伞用于延长照明弹的留空时间，即保证照明时间。航弹伞由开伞控制装置、引导伞、主伞、连接吊带等组成，折叠后放在航弹尾部的伞舱内；空投后，由开伞控制装置打开伞舱开伞，伞衣张开后减速下降。通常在低空或低速空投时采用一级降落伞，高速或高空空投时采用二级降落伞系统，保证弹道和减少开伞动载。伞的形式一般采用稳定性较好的导向面伞、带条伞、波环伞、十字形伞或旋转伞。

(撰写：邓 笙 审订：袁修干)

hangdao luopan

航道罗盘 course indicator 又称水平情况指示器(Horizontal Situation Indicator, HSI)。飞行指引系统的一个指示器，它包

括航向指示器、航向信标(或甚高频全向信标)、偏差指示器及测距设备显示器。可显示飞机的导航图像，并输出预选航向和预选航道偏差信号给指引计算机和自动驾驶仪。它有航向、航道偏差、距离、方位、向或背导航台飞行、下滑偏差、告警等指示，并能给定航向和航道方位。飞机符号相对



航道罗盘表盘正视图

1—航向给定针；2—航道给定针；3—机体纵轴标线；4—方位指针；
5—给定航道计数器；6—航道杆；7—向或背导航台飞行指针；
8—航道偏差刻度；9—航向刻度盘；10—航道给定手柄；
11—航向给定手柄；12—飞机符号；13—距离计数器

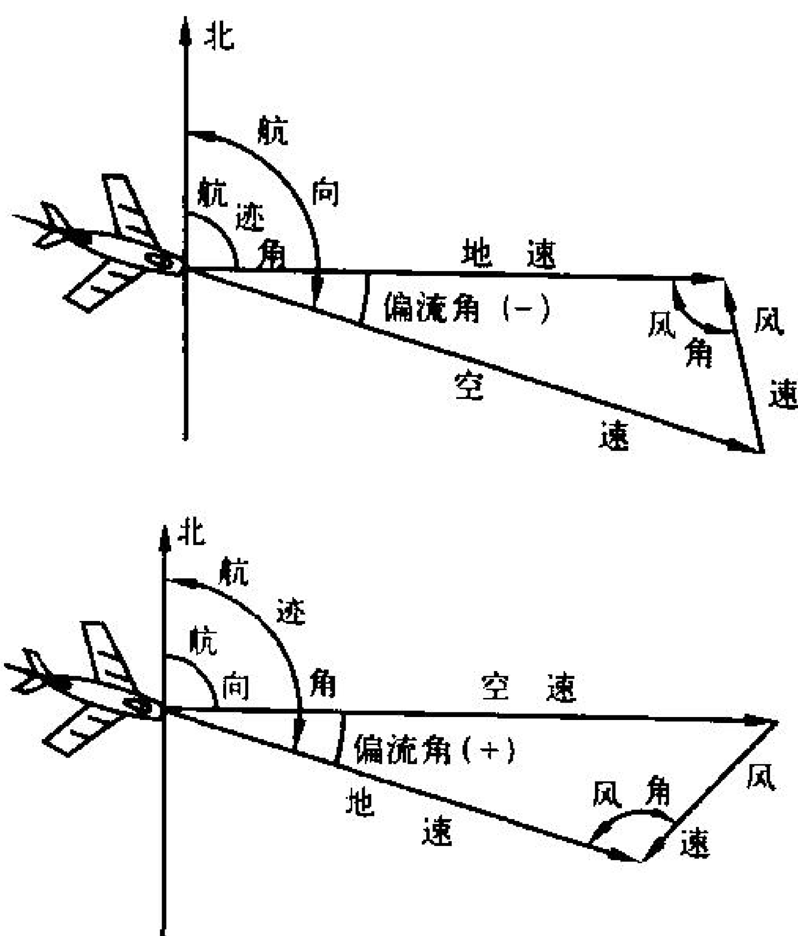
航向给定针、航道给定针、航道杆的位置，形象地显示出飞机航向相对预选航向和预选航道的偏差。当航道杆与航道给定针重合时，飞机相对给定航道便无偏差。飞机符号相对向或背导航台飞行指针的位置，形象地显示出飞机是向导航台飞行还是背离导航台飞行。右上角的给定航道计数器显示精确的航道给定值(由航道给定把手给定)。左上角的距离计数器可按系统的状态选择，并与测距设备的输入信号一起指示飞机至导航台的距离、至目标的待飞距离或至目标的前置点的拦截距离。方位指针可以显示导航台方位或目标方位；航道杆相对航道偏差刻度的位置可以指示航道偏差、偏航距离或目标距离。 (撰写：黄俊钦 审订：王占林)

hangduan

航段 air route segment 两个导航台之间的那一段航路、航线。 (撰写：朱国新 修订：李忠孝 审订：周双全)

hangji

航迹 flight path 又称航迹线。飞机相对于地面的运动轨迹。如西安至北京的飞行，实际就是飞机从西安至北京在空中飞行时相对于地面的运动轨迹。实际情况下，飞机从西安至北京的整个空中飞行中因受气流、风等因素的影响，可能会偏离预定的飞行轨迹而出现偏流角、航迹角、风角(如图所示)。偏流角是指地速向量偏离空速向量的角度，由风的影响所造成的。左侧



风角、偏流角、航迹角

风，向右偏，偏流角为正值；右侧风，向左偏，偏流角为负值。风角是指地速向量与风速向量的夹角，表示侧风对地速的影响程度。航迹角是指经线北端顺时针量到航迹线去向的角度，是航向与偏流角的代数和，范围从 0°～360°。

(撰写：周建新 修订：陈增江 审订：李志强)

hangji celiang shuju ronghe

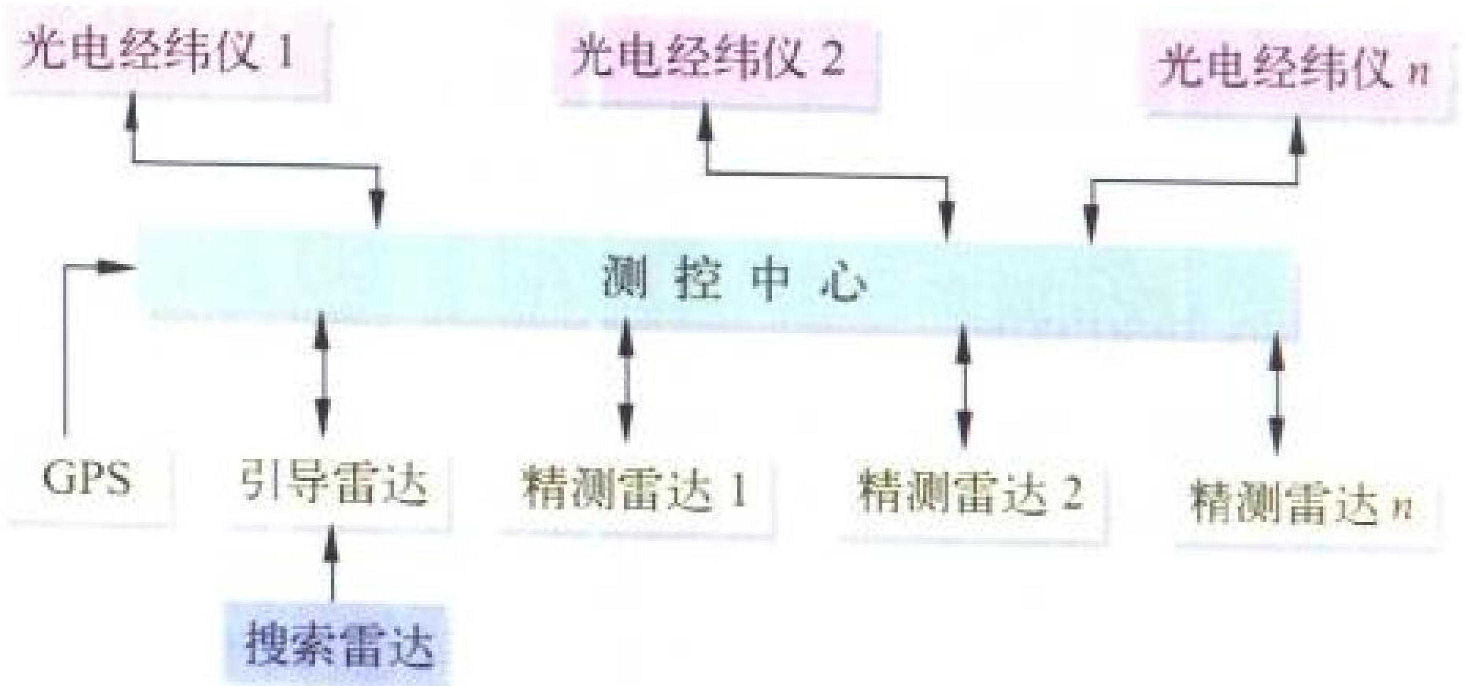
航迹测量数据融合 flight trajectory measure data syncretizing 指在飞机、火箭或导弹等飞行器的航迹测量中，利用不同精度、不同采样率的测试设备(如光电经纬仪、雷达、GPS 等)进行跟踪测量，将各个测试设备所测得的航迹数据进行综合优化处理，以得到最可靠而精确的航迹数据的数据处理方法。

目前常用的方法有卡尔曼滤波、维纳滤波、多项式拟合、加权平均、最优加权平均等方法。每种方法都有各自的优缺点，其中卡尔曼滤波是动态目标数据融合的最佳方法；维纳滤波与卡尔曼滤波相类似；多项式拟合的算法略为简单；加权平均方法简单，但效果较差；最优加权平均采用一种动态的权值，总是将当前最佳位置最佳状态的设备选为最大权值的设备，是一种简单而有效的方法。设计者可以依据测试设备的工作性能，对融合数据的使用目的以及测控计算机的计算能力等因素综合考虑来选择融合方法，以便得到最满意的效果。

航迹测量数据融合的意义主要在于将多种航迹测试设备关于航迹的信息通过一定的数学方法结合在一起，提高航迹测试数据的可靠性，排除单台测试设备工作的不可靠因素和单台设备的粗大误差。其次，可靠而稳定的融合数据可以作为高精度小视场测试设备的引导数据，将运动的飞行器引导到其视场内，使它们连续地跟踪目标，这样整个测试系统就可以形成闭环测试系统。 (撰写：贾浩正 审订：屈见忠)

hangji celiang xitong

航迹测量系统 flight trajectory measuring system 由光电经纬仪、引导雷达、精测雷达、数据处理中心、数传通信等部分组成的一种航迹测量系统。航迹测量系统是国内外飞行试验机场、靶场及武器试验基地重要的测试系统之一。由于 GPS 技术的迅猛发展，作为航迹测量系统的补充，GPS 已逐步纳入航迹测量系统。航迹测量系统集精密光学、精密机械、计算机技术、电子技术、通信、视频技术、测量理论、自动控制等高新技术为一体，是技术复杂、涉及专业面广的自动化、智能化测试系统。其结构如图所示。



智能化测试系统结构

光电经纬仪与精测雷达是航迹系统重要的测量前端设备。原始测量参数有方位角、高低角、斜距。航迹测量系统工作原理：试验场区搜索雷达(又称一级引导雷达)将空域中

飞行器目标指示信息送给引导雷达（又称二级引导雷达）。引导雷达捕获跟踪目标后，将目标的测量信息经通信系统传输至航迹测量系统测控中心，或由GPS差分站将飞行器目标信息送至测控中心。测控中心经各种变换处理后，将引导信息发送至光电经纬仪和精测雷达，引导其跟踪测量，测量信息又送至测控中心进行实时或事后处理，获取空中飞行目标的飞行轨迹信息。（撰写：杨廷梧 审订：屈见忠）

hangkong

航空 aviation 人类利用载人或不载人的航空器在地球大气层中从事飞行及有关的活动。英文aviation（航空）一词源于拉丁文"avia"（鸟）。（撰写：金允汶 审订：张昌龄）

hangkong anquan

航空安全 aviation safety 不发生与航空器运行有关的人员伤亡和航空器损坏等事故。航空安全主要包括飞行安全、航空地面安全和空防安全。

(1) 飞行安全：在航空器运行期间不发生由于飞行或其他原因造成的人员伤亡、航空器损坏等事故。

(2) 航空地面安全：围绕航空器运行而在停机坪和飞行区范围内开展生产活动的安全。防止发生航空器损坏、旅客和地面人员伤亡及各种地面设施损坏事件。同时还包括飞机维护、装卸货物及服务用品、航空器加油等活动的安全，以及军用航空器武器、弹药安全等。

(3) 空防安全：防止发生影响航空器正常运行和直接危及飞行安全的非法干扰活动，以及防止地面武器误射等。

（撰写：孟昭蓉 审订：杨春生）

hangkongbing

航空兵 air corps 装备军用飞机、直升机，主要遂行空中作战和保障任务的兵种。具有调整机动、远程作战、猛烈突击的能力，可独立或协同其他兵种遂行作战任务。按隶属关系可分为空军航空兵、海军航空兵、防空军航空兵、陆军航空兵。按任务和装备飞机的不同，可分为歼击航空兵、轰炸航空兵、歼击轰炸航空兵、强击航空兵、侦察航空兵、运输航空兵、反潜航空兵及其他专业航空兵。俄罗斯空军航空兵还按任务区分为远程航空兵、方面军航空兵和军事运输航空兵。1909～1911年，法、意、俄、德、英、美等国相继在陆军中组建航空兵。第一次世界大战中，歼击航空兵迅速发展。1918年，英国航空兵首先脱离建制，成立与陆、海军并列的独立空军。第二次世界大战及战后的局部战争中，航空兵迅速发展，成为立体作战的重要力量。随着飞机、直升机的发展，航空兵规模和作战效能将逐步增大。

（撰写：梁万义 审订：朱宝鎏）

hangkong binglixue

航空病理学 aviation pathology, aircraft accident pathology 又称飞行事故病理学。运用病理学的理论和方法研究航空活动中特别是飞行事故中的医学问题的一门学科。病理学和航空医学的分支。从飞行事故死难者的医学检查入手，研究死伤原因、发展过程、致伤致死机理，查明事故的真正原因，避免类似事故的发生是航空病理学的根本任务。广义上说，航空医学中涉及的病理学问题均属航空病理学范围。航空病理学的研究对改进飞机结构和个人防护救生装备，减少弹射和摔机着陆伤亡率，提高飞行训练质量、保证飞行安全均有重要作用。（撰写：谢兆云 审订：袁修干）

hangkong bowuguan

航空博物馆 aviation museum 以展示所收藏的航空器实物、模型、图片及历史资料的形式传播航空知识的一种科学普及机构。通过展览和举办各种航空科学普及活动，向广大群众特别是青少年传播航空知识。随着航空技术的发展，几



(a) 地面陈列场



(b) 洞库展览厅

中国空军航空博物馆

乎所有工业国都有为数众多的航空博物馆，其中最多的是美国。这些博物馆除少量由政府兴办外，大多由一些学术团体、科研机构、高等院校以及企、事业单位集资兴建。大型航空博物馆，以展览为主要活动方式，如美国华盛顿的国家航空航天博物馆、中国北京的中国空军航空博物馆等。

（撰写：金允汶 审订：张昌龄）

hangkong cailiao

航空材料 aeronautical material 制造航空器（含机体、动力装置、附件、仪表与随机设备等）所用材料的总称。航空材料是航空工程技术发展的决定因素之一，也是航空工业的一个主要基础。航空材料的种类、规格繁多，一般分为金属材料和非金属材料两大类。近年来又出现了适合航空要求的金属基和非金属基复合材料。（撰写：金允汶 审订：张昌龄）

hangkong chanpin

航空产品 aviation product 指直接或间接用于航空的产品。航空产品按用途可分为军用产品和民用产品；按产品本身性质则分为航空基本产品、航空辅助产品。航空基本产品是指直接用于飞行的产品，包括飞机、直升机、航空发动机、航空器所装的系统设备与武器等。航空辅助产品

是指不直接装在航空器上，但是对保障飞行必不可少的产品，包括各种航空地面设备，如导引指挥设备、通信设备、空中交通管制设备、检验测试设备、发动机起动设备、加油车辆、环境模拟试验设备等，其中有的由航空工业自行研制生产，有的则从其他部门采购。

（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong dandaoxue

航空弹道学 aeroballistics　研究在空中发射或投放的各种武器（如炮弹、火箭弹、导弹、炸弹、鱼雷和水雷等）运动规律的科学。武器的质心在空中的运动轨迹称为弹道。因武器的不同而有航空炮弹弹道、航空火箭弹弹道、机载导弹弹道、航空炸弹弹道、航空水雷及鱼雷弹道之分。航空弹道学是研究空中射击学和轰炸学重要的专业基础学科之一。在重力、空气动力及推力（就导弹、火箭弹而言）的作用下，研究弹的质心运动与绕质心运动的规律。弹的运动受飞行高度、飞行速度、不同的发射或投放的初始条件等因素的影响，并与弹的结构外形、阻力特性、稳定性等密切相关，由此产生的弹的定偏运动、侧射效应及弹道散布等规律，也属航空弹道学的研究范畴。根据航空弹道学建立弹的运动方程，计算弹道诸元。在一定的假设条件下，可计算编制空中射击弹道表及轰炸弹道表，供弹的外形设计、稳定性设计以及火控系统设计和战斗中使用。　（撰写：张滋烈　审订：王祖典）

hangkong danyao

航空弹药 aerial ammunition　航空武器的组成部分。包括各种航空枪弹、炮弹、炸弹、火箭弹、导弹战斗部、鱼（水）雷、空投地雷以及飞机信号弹、训练弹、挂弹钩抛放弹、座椅弹射弹等。航空弹药还可按用途分为主用航空弹药（用于直接杀伤、破坏目标）和辅用航空弹药（用于完成专门任务，如照明、发烟、布撒宣传品、训练、抛投、弹射等）；按装药类型分为常规航空弹药（装填普通炸药）和非常规航空弹药（核、微波、生物、化学弹药）。

（撰写：王祖典　审订：柯　恂）

hangkong dianxinwang

航空电信网 aeronautical telecommunications network (ATN)　一个由机载子网和地面子网（含机载和地面路由器）组成的全球性的数字数据通信网。航空电信网融空地数据通信和地地数据通信为一体，由用于航空移动通信业务的卫星子网、高频子网、甚高频子网、S模式二次监视雷达子网和用于地面固定通信业务的空中交通服务地面网络、航空公司运营部门的地面网络组成，实现航空器的计算机终端与空中交通管制中心和航空公司航务管理中心的计算机终端进行数据交换。航空电信网采用国际通用的国际标准化组织（ISO）所制定的开放系统互连模型（OSI）分层协议。航空电信网网络规程结构（ATNPA）是在航空数据通信的环境中，ISO所制定开放式系统互连规程结构（SPA）的实施。这个结构能满足参加航空电信网互连的业务、规程和编址的要求。各子网络的互连由执行共用的网络互连协议的标准的网间路由器完成。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

hangkong dianzi qidongban

航空电子启动板 avionics activation panel (AAP)　一个用于驾驶员启动或断开航空电子综合系统中的各个分系统的外场可更换单元（LRU）。它既可单独启动、断开，又可成组启动、断开各分系统或LRU，它能根据外部输入的条件（如供电情况、飞机在空中或是在地面、环控系统工作情况等）来控制能否启动或断开各分系统或LRU。根据需要AAP还可实现系统要求的一些其他功能（如系统面板照明的集中控制、惯导的对准操作、视频记录控制、外部离散量的传送或其他功能）。AAP是一个由微处理机、按键、开关、通信接口、输入输出电路等组成的控制器，它用离散线去控制各分系统或LRU的通断，同时通过串行通信把各分系统或LRU的工作状态等信息告知系统主控机。由于AAP控制着航空电子系统的通断，因此对AAP的可靠性要求比较高。AAP一般安装在座舱的左右操纵台上，方便驾驶员操作。

（撰写：凌耀城　审订：顾世敏）

hangkong dianzi shebei ceshi chejian

航空电子设备测试车间 avionics test shop　测试与检修雷达、导航设备、通信设备、电子对抗设备等航空电子设备及其部件的车间。属于二级维修机构。通常设有各类设备的试验间、测试间、修理间、电源试验间、仪器备件间等。试验间与测试间要求有高清洁度、防潮，室内温度为（20±5）℃。



航空电子设备测试车间

并且在建筑上也有一定要求。如某型雷达试验间天线前方夹角不小于30°，在1500 m距离的扇形范围内应平坦开阔，不得有高于1.5 m的障碍物。现代电子设备测试车间内的主要设备是各类专用和通用的自动测试设备（ATE），其用途是将外场可换单元内的故障隔离到内场可换单元。ATE的基本组成包括程控器、激励产生器、响应分析器、指示器和接口设备。程控器产生测试过程的全部指令，激励产生器按指令产生检测信号以激励被测设备，响应分析器按一定的准则确定是否有故障和作故障隔离，指示器指示检测结果，接口设备连接ATE与被测设备。ATE也可以装在测试车上，能在起飞线上诊断飞机电子设备的故障。ATE的发展方向是小型化、便携化和通用化，以缩小电子设备测试车间的规模，便于战时转场。　（撰写：王立群　审订：姬永兴）

hangkong dianzi shiyanji

航空电子试验机 avionics test bed　又称空中试验平台。经专门改装用于航空电子设备（系统）科研/定型/鉴定试飞的专用飞机。机上配备有供被试设备及测试设备、仪器使用的各种电源系统、冷却系统、液压系统以及试验所必需的测试仪器、设备、数据采集记录装置、视频记录处理系统及鉴定基准设备；也可在机上配备部分数据分析及实时处理设备。根据被试产品情况、试飞性质、试飞要求和可能条件，

航空电子试验机一般可由运输机、双座军用机、教练机改装。其主要优点是：(1) 可允许航空电子设备试飞领先于原型机试飞，缩短原型机试飞周期；(2) 一机多用，经济效益好，使用效率高；(3) 可提供逼真的飞行环境；(4) 可简化加、拆、改装程序，缩短电子设备的试飞周期；(5) 由运输机改装的试验机还可为研制及试飞工程师提供上机操作机会，便于亲自了解被试产品在飞行中的情况。

（撰写：杨 龙　修订：张忠信　审订：张克荣）

hangkong dianzi shuju tongxin zongxian

航空电子数据通信总线　avionics data communication bus　航空电子综合系统中连接各子系统设备，完成数字信息传输的公共通道。由物理介质和嵌入到子系统设备中的接口模块构成。数据通信总线的拓扑结构有星型、线性、环型和混合型等几种，为了确保航空电子系统的可靠性和安全性，经常采用单总线双余度和双总线四余度结构。可采用不同的物理介质组成如三同轴、双绞屏蔽电缆、光缆及相应的耦合器、连接器、适配器、分路器和衰减器等。嵌入子系统的接口模块有智能的（带 CPU）和非智能的（受控于主机）两种。可供采用的通信协议有：令牌传递协议、时分制指令/响应型协议、载波检测/多路存取—防撞协议等几种，由协议具体规定总线操作特征、硬件特性、消息格式、传输方式、接口特性等。嵌入到子系统的总线接口模块是通过机内 PI 总线、VME 总线、PCI 总线、ISA 总线、EISA 总线或系统设计者自定义的内总线等，实现接口模块与子系统 CPU 模块的信息交换。航空电子数据通信总线是航空电子系统中关键部件之一，它是系统神经中枢，并已广泛使用于民机和军机，例如波音 747、波音 757、波音 767、波音 777、A300 等民用客机，F-15、F-16、F-22 等军用飞机。随着科学技术的发展，机内信息的不断增加，总线的传输速率已从每秒数千位发展到每秒千兆位，从单一总线发展到开放式可变互联网络。

（撰写：邱先佩　审订：陈若玉）

hangkong dianzi xitong

航空电子系统　avionics system　由各种机载信息采集设备（传感器/数据链）、信息处理设备、信息管理和显示控制设备组成的机载信息网络以及相应的软件的总称。它的主要功能是对来自传感器和数据链的态势和载机信息和预先装定的使命信息进行处理，通过适当的人机界面，向驾驶员提供完成各种给定使命所需的决策支持。由于航空电子系统的复杂性及所要求的可靠性和可维护性，它的设计方法成为极为重要的问题。当前航空电子系统采取了由顶层逐步向下的设计方法。飞机任务作为定义航空电子系统要求的最高一级输入，经理解分析，诠释顶层性能的全部要求，是重要的第一步。然后经分解分析，形成航空电子系统的设计要求、结构形式以及总任务功能在各组成分系统中的分配。飞机在各个不同任务阶段中的功能和性能要求都应得到满足。航空电子系统的设计，不但要保证飞机飞行作战的运作性性能要求，还应满足其他两个重要方面的要求：(1) 非运作性系统性能要求，如可靠性和环境指标等要求；(2) 航空电子系统的可维护性、可测试性、系统的完善性以及电子系统与其他机载系统的接口要求。为完成飞机的飞行作战任务，传统上航空电子系统按照各有其特定任务的设备来划分成为各个不同的有显著设备特征的分系统。视具体要求可分为通信、导航、识别、引导、飞行管理、飞行控制、火力控制、外挂管理、空中交通管制等分系统。近 20 年来的进展，已在一定程度上突破以设备来划分分系统的方法，而逐步以特定功能作为划分分系统的依据。发展趋势将是更高程度的数字化、综合化。

（撰写：陆润生　审订：龚 诚）

hangkong dianzi xitong fangzhen

航空电子系统仿真　avionics system simulation　对航空电子系统以相似原理建立的数学模型，用计算机和各种物理效应设备作为工具对其进行研究的一种综合性技术。分为数字仿真、硬件在回路中仿真和人在回路中仿真。也可按应用要求分为工程仿真和训练仿真。以计算机作为仿真工具时可进行飞行、航空电子系统、分系统、传感器设备和总线通信等仿真。物理效应设备是指用以驱动大气机、惯导、雷达、红外、激光等机载设备在地面工作的各种激励器和模拟座舱等设备。仿真技术可以在航空电子系统研制的全过程中得到应用，包括系统方案论证、总体设计、系统和分系统开发、系统综合验证和试飞等各主要研制阶段。仿真技术的合理和充分应用可大大缩短航空电子系统的研制周期和减少研制费用。20 世纪 80 年代以来计算机和物理效应设备两个仿真工具有效结合形成了“虚拟仿真系统”。把散布在各地的各种仿真平台用网络相交联发展成“分布交互仿真系统”。

（撰写：李国经　审订：龚 诚）

hangkong dianzixue

航空电子（学）　avionics　研究电子技术在航空工程中应用的学科。它是一种统称，泛指航空电子技术或航空电子系统，是在航空技术和电子技术的发展中逐渐形成的，所涉及的范围包括安装在飞行器上或附属于飞行器的所有的电子系统及其分系统。　（撰写：陆润生　审订：龚 诚）

hangkong dianzi zidong ceshi shebei

航空电子自动测试设备　automatic test equipment for avionics　又称自动测试设备。对航空电子设备自动进行功能和/或参数测试，评价性能下降程度或隔离故障的设备。通常不用或极少用人工操作，其运行的程序和状态，由操作者预先设置，并利用电子计算机控制。自动测试设备（ATE）主要由程控器、激励产生器、响应分析器、指示器和接口设备等组成。通常通过改变测试接口和测试软件，一种自动测试设备可对许多被测单元进行测试。这种测试方法可减少为测试一种航空电子设备所需要的不同测试设备的数量。当前自动测试设备正朝着综合化和智能化的方向发展，特别是以 VXI 总线为基础的综合化自动测试设备已广泛用于国外新一代飞机航空电子设备的自动测试与故障诊断。

（撰写：侯志刚　审订：张鸿元）

hangkong dianzi zonghe

航空电子综合　avionics integration　把所有航空电子设备（分系统）作为一个整体统筹考虑的系统集成方法。使各种系统资源有机地结合起来，协调工作，共同完成系统的使命任务。主要考虑的重点在于：战技指标的分配、系统配置、功能匹配、结构选择、资源共享、信息统一调度、容错和系统重构、系统自检和维修支持等。航空电子综合是从低级朝高级逐步发展的，从初期的分系统功能结合发展到各分系统在系统级的交联（联合式系统），又发展到分系统融合为功能区并使用全系统统一风格的功能综合（综合式系统）。同时，综

合的范围也在扩展，将发展到包括飞控和飞机管理功能（如发动机、电源、液压等）的综合，目前综合已突破单机的界限，在飞机之间及空面之间进行信息交联，形成海陆空天一体化的网络。航空电子综合的初衷是解决设备功能重复、空间拥挤和驾驶员负担过重等问题，但进一步的发展显示，系统性能的提高、系统资源的充分利用、寿命期成本的降低及空间和负担等问题的彻底解决在于航空电子系统进一步的综合和智能化，因此航空电子系统高度综合仍将是今后的发展方向。 （撰写：吕宗祺 审订：金德琨）

hangkong dianzi zongti

航空电子总体 avionics system engineering 对航空电子系统、子系统、设备和关键技术及试验方法的全面考虑和研究的总称。从系统的观点出发，始终着眼整体与部分、整体与环境之间的关系；整体地、综合地考察研究对象。在整体与部分相互依赖、相互结合、相互制约的关系中揭示系统的特性和运动规律，并对其组成、结构、功能、联系方式等进行综合研究，以实现航空电子总体的最佳化。从纵向看，具体飞行器中航空电子总体是指对航空电子系统的设计和验证的全盘考虑。根据飞行使命和任务要求，对系统进行定义、分析、设计、验证、评估并反复迭代，最终使整个航空电子系统的功能、性能、可靠性、维修性、保障性及全寿命周期费用满足任务要求。从横向看，航空电子总体主要是对行业共性、长远性和基础性的项目进行规划和研究。主要包括：⑴航空电子系统新概念、新结构的研究和开发，例如开放式拓扑结构、模块化、标准化、通用化的结构。⑵新技术、关键技术研究，例如孔径综合、射频综合、多传感器信息融合、信息战条件下飞行器平台对目标及周边态势的信息获取、处理、传输、应用。综合保障及成本分析。⑶航空电子系统对飞行器综合作战效能影响的分析和研究。⑷对设备、子系统和系统模型的研究及验证。⑸航空电子系统半物理仿真试验理论、方法及设备的研究和鉴定。⑹对航空电子行业进行规划，制定相应的标准并推广应用。

（撰写：金德琨 审订：姚拱元）

hangkong fadongji

航空发动机 aero-engine, aircraft engine 为航空器提供飞行所需推力（或拉力）的热力机械。主要有三种类型：

⑴活塞式发动机（见图1）：早期飞机、直升机用的发动机，用它带动螺旋桨或旋翼。目前，小功率的航空活塞式发动机还广泛地用于轻型和超轻型飞机以及轻型直升机。

⑵燃气涡轮发动机：现代飞机和直升机上应用最广的发动机，包括涡轮喷气发动机（简称涡喷发动机）（见图2）、涡轮风扇发动机（简称涡扇发动机）（见图3、图4）、涡轮螺旋桨发动机（简称涡桨发动机）（见图5）、涡轮轴发动机（简称涡轴发动机）（见图6）和桨扇发动机等。

⑶冲压喷气发动机（见图7）：特点是无压气机和涡轮，进入燃烧室的空气利用航空器高速飞行时的冲压增压。它构造简单，特别适用于高速飞行。由于不能在静止状态下起动以及低速性能不好，其使用范围仅限于空中发射的导弹、靶弹，以及高超声速飞行器。

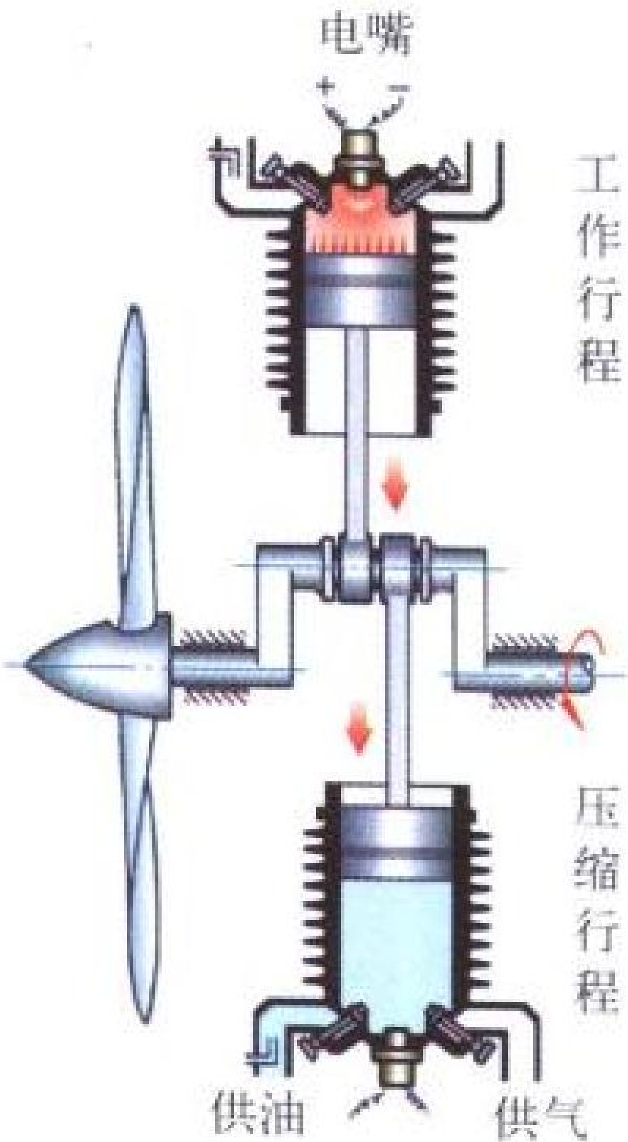


图1 活塞式发动机

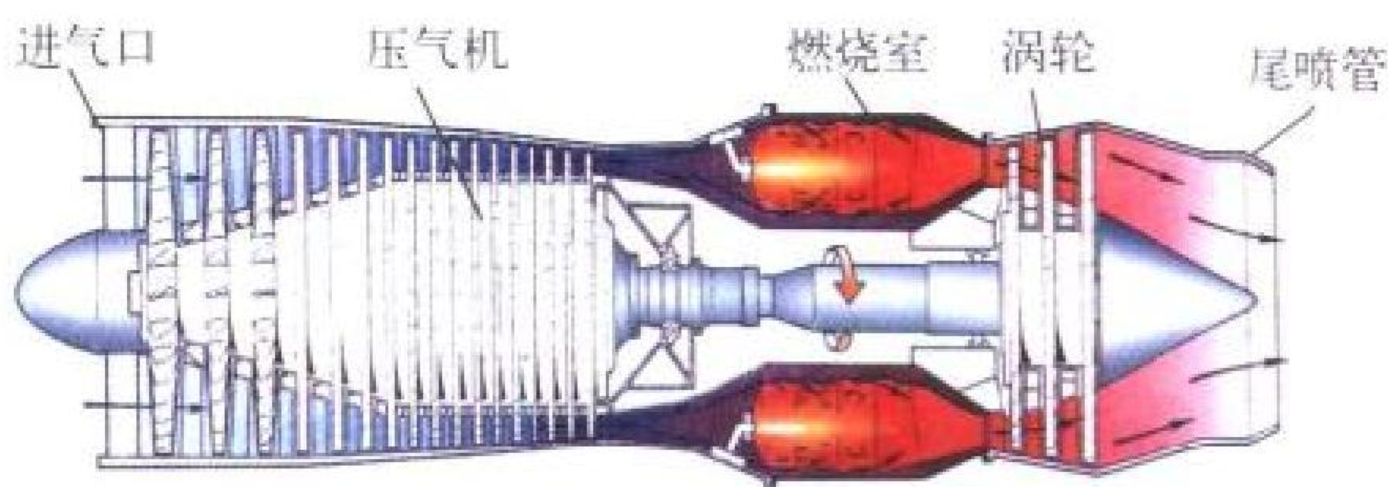


图2 涡轮喷气发动机

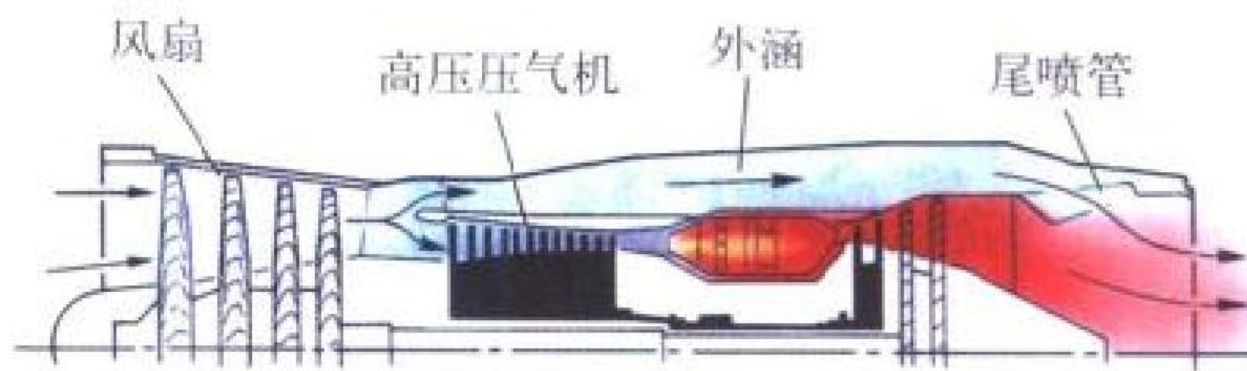


图3 小涵道比涡轮风扇发动机

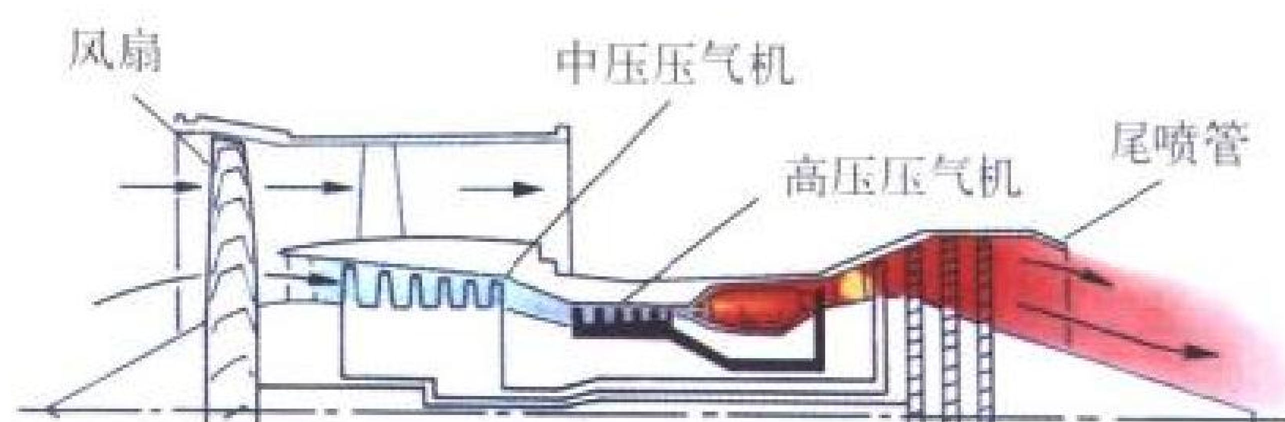


图4 高涵道比涡轮风扇发动机

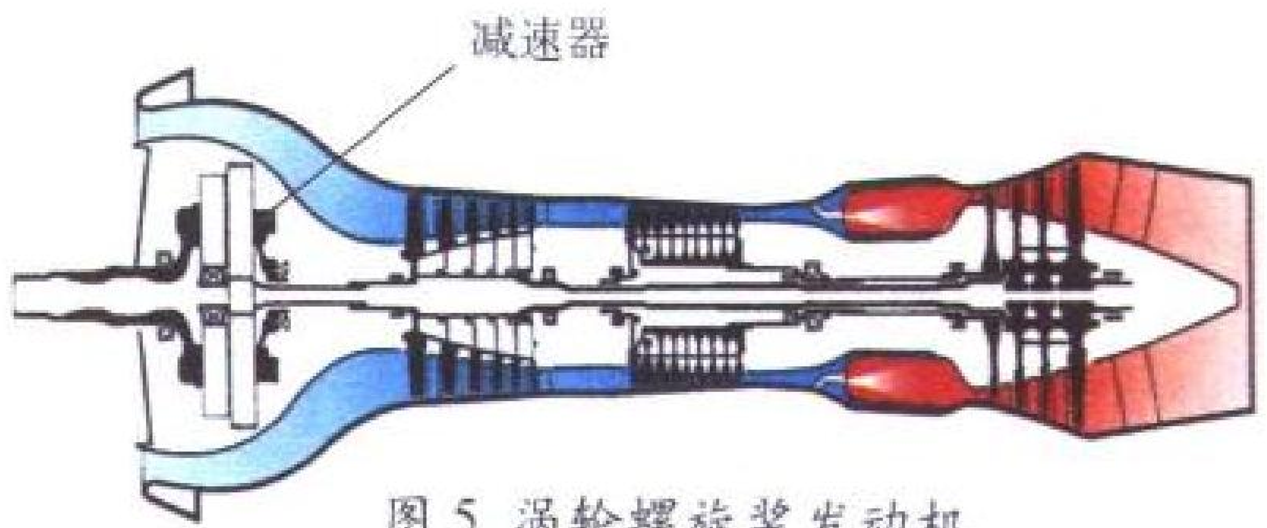


图5 涡轮螺旋桨发动机

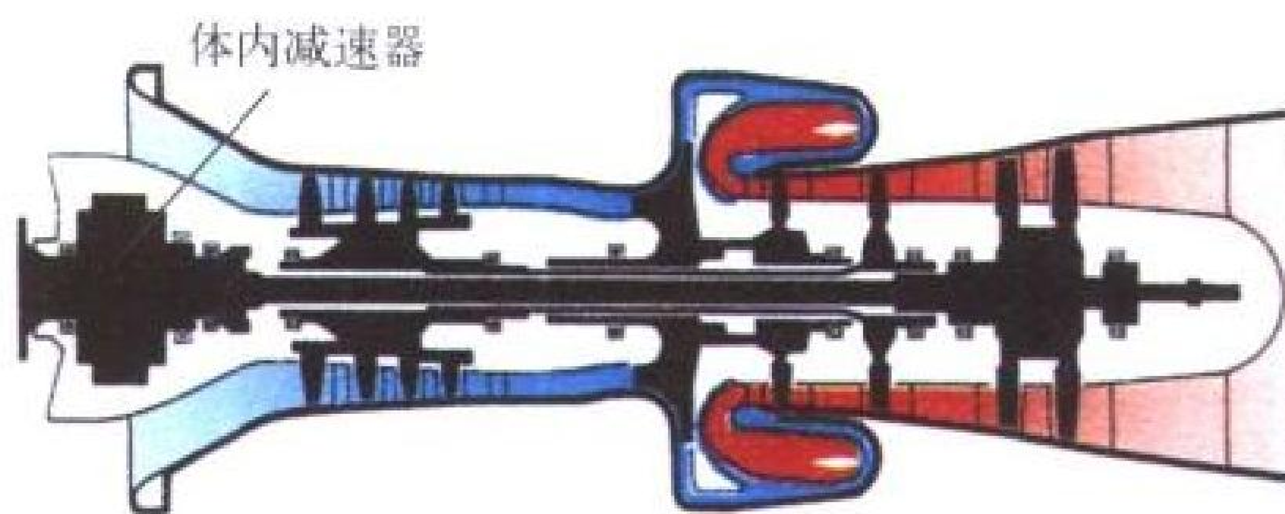


图6 涡轮轴发动机

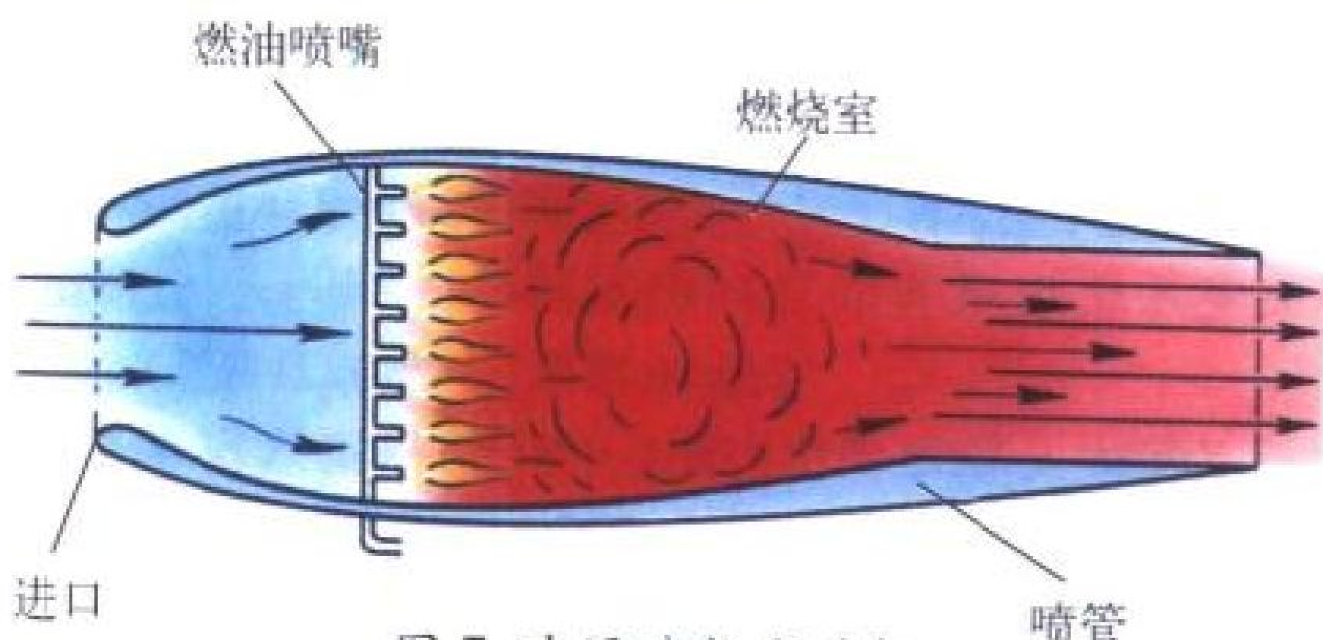


图7 冲压喷气发动机

（图1～图7由罗·罗公司提供）

航空器上应用的其他发动机还有火箭发动机、脉冲喷气发动机和航空电动机等。 （撰写：陈光 审订：方昌德）

hangkong fadongji dianhuo xitong

航空发动机点火系统 aero-engine ignition system 简称点

火系统。发动机起动和工作时点燃喷气发动机主燃烧室、加力燃烧室或活塞式发动机汽缸内燃料空气混合气的整套装置。点燃方法有电点火和化学点火等，常用的是电点火方式。根据发动机类型，点火系统可分为：

(1) 航空活塞式发动机点火系统：用于点燃活塞式发动机汽缸内的油气混合气并维持其正常工作。由产生高电压的磁电机和起动振动器、传输高压电能的屏蔽电缆和装在发动机汽缸上的火花电嘴组成，是一种高压电点火系统。

(2) 涡轮发动机点火系统：用于涡轮发动机地面的起动点火和空中熄火后的起动点火；或在发动机处于恶劣环境条件下时，帮助其维持稳定燃烧；也用来点燃加力燃烧室内的燃料空气混合气。按工作原理可分为电点火、火炬点火、易燃化学物点火、催化点火和热射流点火等；按用途可分为起动点火、加力点火和工作点火；按点火方式又可分为直接点火和间接点火。早期的涡轮喷气和涡轮螺旋桨发动机多采用低能点火线圈间接点火。随后出现了高能电点火装置，一些导弹用发动机常采用火药点火装置。

（撰写：蒋志扬　修订：方昌德　审订：陈　光）

hangkong fadongji kongzhi

航空发动机控制　aircraft engine control　在整个飞行包线内，在发动机各个气动、热力和机械设计限制之内和在发动机所有功率范围内，根据外界干扰或油门杆指令，通过控制器改变可控变量(如供油量、尾喷口面积等)，以保证发动机被控量(如转速、增压比等)等于常数或按预定的规律变化，使发动机安全、可靠、稳定地工作，并获得所需性能。自动控制学科领域中的一个分支。发动机控制的任务有：(1) 稳态控制：在外界条件变化时，保持既定的发动机稳定工作点；(2) 过渡态控制：在油门杆从一个工作状态移到另一个工作状态时，能够快速响应，并且不超过规定的喘振、熄火边界和高温限制；(3) 极限值控制：在各种工作状态和飞行条件下，保证发动机各主要参数不超出允许的安全极限值。目前已实现的发动机控制内容包括：主燃烧室和加力燃烧室燃油流量控制；风扇和压气机进口导流叶片和静子叶片角度控制；尾喷管的面积控制；压气机级间放气活门控制；压气机和涡轮叶尖间隙主动控制；推力矢量喷管控制；反推力控制等。随着发动机技术的发展，还在研究更多的控制内容：压气机喘振控制；燃烧室出口温度场控制；变循环控制；磁性轴承控制；主动噪声控制等。发动机控制方式有：(1) 按控制器的能源和元件分为机械液压式、模拟电子式、电子—机械液压混合式和全权数字式电子控制 (FADEC) 等；(2) 按发动机控制系统结构特点分为单回路控制、多回路控制、开环控制、闭环控制和复合控制等；(3) 按控制理论可分为单变量控制、多变量最优控制、自适应控制和智能控制等。

（撰写：孟庆明　审订：陈大光）

hangkong fadongji shiyan

航空发动机试验　aircraft engine test　利用专门的试验和测试设备，为验证和检验发动机及其部件的性能、适用性和耐久性而进行的试验。一般将全台发动机的试验称为试车。航空发动机试验按不同特征和最终目的可分为：

(1) 科学研究试验：研究发动机及其部件和附件的一般特性，以建立发动机的设计、计算、试验和使用的原则。

(2) 研制试验：研制中的航空发动机需要经过长时间的试车，以便调整性能，考验可靠性和耐久性，并最终鉴定它是否符合型号规范。研制试验可分为：① 性能试验：主要检验发动机的空气流量、推力、燃油消耗率和稳定性裕度；部件性能试验则主要检验部件的性能特性。② 适用性试验：测定发动机对油门和进口气流流场条件变化的响应。③ 耐久性试验：包括低周疲劳寿命、应力断裂或蠕变寿命、抗外来物损伤、包容能力等机械结构强度试验。

(3) 批生产发动机试验：每一台批生产发动机都要在地面试车台上进行两种试车：① 工厂试车；② 检验试车。

（撰写：吴大观　修订：陈大光　审订：夏光义）

hangkong fadongji zaosheng

航空发动机噪声　aero-engine noise　航空发动机工作时产生的噪声。发动机的噪声源较为复杂，它所有的部件如风扇、压气机、燃烧室和喷管都产生噪声，由机械噪声和气动噪声所组成，各噪声源在总的噪声中所占比例与发动机的类型和设计参数有关。对于纯喷气发动机和小涵道比的涡轮风扇发动机来说，喷气噪声是主要噪声源；对于高涵道比的涡轮风扇发动机，则风扇和涡轮所产生的噪声是主要的。

航空发动机噪声源的主要类型有：激波噪声是风扇和压气机转子叶片与相对马赫数大于 1.0 的来流之间相互作用而形成的向前传播的噪声；转子—静子干涉噪声是由叶轮机转子叶片和静子叶片引起的尾流流场与叶片的相互干扰而引起的噪声；叶片定常负荷噪声是由发动机叶片表面稳态压力分布而形成噪声；喷流噪声是由于高速喷流与周围的空气产生摩擦及湍流掺混而形成的强烈的压力脉动噪声；对于亚声速喷流，其声功率与喷管出口处的喷流平均速度的 8 次方成正比。

发动机噪声从其频谱特性上可分为：(1) 宽频带噪声，如进气畸变、叶片附面层脉动、流道中的气流分离以及尾缘旋涡随机性脱落等因素引起的噪声。(2) 离散噪声，其频谱图中呈现离散型变化的噪声，通常与发动机转速密切相关，因而有时称之为旋转噪声。

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

hangkongfa

航空法　air law, aviation law　规范航空活动的有关的法律。分为国家航空法和国际航空法。国家航空法是各国为维护其领空主权和航空权益，合理和有效地使用空域，维持空中交通秩序，保障飞行安全，维护顾客利益、促进航空事业发展而制定的有关航空法律；国际航空法是由缔约国共同制定并共同遵守的与民用航空有关的法律，其基本原则是空中主权原则。国际上至今尚无全世界统一使用的国际航空法，只有起国际航空法作用的国际民航公约。国际民用航空组织于 1944 年通过的《国际民用航空公约》，又称《芝加哥公约》，中华人民共和国于 1974 年 2 月15日承认，并决定参加国际民用航空组织的活动。此外，国际民用航空组织缔约国还签订有两项适用于国际定期航班的特别协定，即《国际航空过境协定》和《国际航空运输协定》。1995 年 10 月 30 日中华人民共和国主席令第 56 号公布了《中华人民共和国民用航空法》。2001 年 8 月 1 日开始实施《中华人民共和国基本飞行规则》。

（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong fanqian

航空反潜　airborne antisubmarine　以航空器为装备对象，以探测设备对水下潜艇目标进行探测、识别和定位为手段，以使用航空反潜武器对敌方潜艇实施攻击为目的的军事行动

H

(见图)。航空反潜在第二次世界大战后得到迅速发展。其主要作战任务是：(1) 在我方海域或航线上进行反潜预警巡逻、侦察；(2) 为我舰队作业进行反潜护航；(3) 与其他兵种协同配合进行反潜作战或反舰作战。



航空反潜示意图

反潜机通常有固定翼反潜巡逻机、反潜直升机和反潜水上飞机。用于对水下潜艇进行探测、识别和定位的航空探测设备，分为声学探测和非声学探测两类。声波在海水介质中传播衰减小，作用距离远，目前仍以声探为主，以光、电、磁、气等探测为辅。声探设备主要有吊放声呐和浮标声呐。前者装备直升机和水上飞机，后者可装备于所有反潜飞机。非声探设备主要有磁异常探测仪、红外辐射探测仪、蓝绿激光探测仪、废气探测仪、核辐射探测仪、海洋微生物探测仪以及雷达等。

航空反潜武器用于摧毁敌方舰艇，主要有航空鱼雷、航空水雷、航空深水炸弹以及航空火箭弹和空舰导弹(攻击水面或半潜状态的潜艇)等。航空战术显示台及其火控系统是航空反潜的指挥中心，它将探测设备提供的目标参数（距离、方位、速度等)解算为实施攻击的要素，攻击时用于控制武器的投放。

航空反潜与水面舰艇和潜艇反潜相比，有以下优点：(1) 航空器速度快(比舰船高一个数量级)，机动灵活，反应迅速；(2) 搜索面积大，反潜效率高；(3) 不易被潜艇发现和攻击，隐蔽性和安全性好；(4) 可在潜艇附近甚至顶部实施攻击，具有突然性，反潜效果好。现代反潜作战的特点是时空多维的立体反潜体系，需要各种反潜手段协同配合。

（撰写：阎宜生　审订：王祖典）

hangkong fanqian tance shebei

航空反潜探测设备　airborne antisubmarine detection system　实施反潜攻击之前，用以探测、发现和识别敌方潜艇并给予精确定位的设备。现在广泛使用的航空反潜探测设备，可分为声学探测和非声学探测两大类。由于声波在海水介质中传播损失小，作用距离远(约数海里至几十海里)，故声探设备目前是航空反潜中的主要探测设备；而以光、电、磁、废气、核辐射等物理场制成的非声探设备作为辅助探测设备。两者并行发展，互为补充。航空吊放声呐和航空浮标声呐是主要的声探设备。

航空吊放声呐：由反潜直升机或反潜水上飞机携带。它由包括收/发换能器和信号预处理等的水下探头、既传输信号又承载拉力的吊放电缆、绞车、发射机、信号处理机和显控台等组成。有接收潜艇回波信号的主动方式探测，也有接收潜艇辐射噪声的被动方式探测，然后，进行目标识别和定位，提供方位、距离和速度等攻击要素。实施反潜作业时，直升机在水面上方一定高度(约 15~25 m)悬停，水上飞机则处于漂泊状态，将水下探头通过绞车、吊放电缆投入水中设定深度上进行探测，接收信号通过吊放电缆传回机载设备进行处理。一旦发现敌方潜艇，便跟踪定位，并将攻击参数提供给战术显示台。

航空浮标声呐：由反潜巡逻机、直升机或水上飞机携带。由水中浮标体和机载设备组成。浮标体包括降落伞、收/发换能器、电子线路和甚高频无线电发射装置等；机载设备包括甚高频无线电接收装置、信号处理机、显示控制器以及浮标定位系统等。按不同的工作方式和性能，浮标声呐可分为：被动式(接收潜艇辐射噪声)，主动式(接收潜艇回波信号)，定向式，非定向式(即全向)，指令式(命令改变工作参数)，非指令式，温—深式(检测海水温度梯度)，环境噪声浮标(检测海洋环境噪声级)等。

非声探设备主要有磁异常探测仪、红外探测仪、激光探测仪、废气探测仪、检测辐射计、海洋微生物探测仪和雷达等。

（撰写：阎宜生　审订：王祖典）

hangkonggang

航空港　airport　规模较大的民航运输机场。由飞行区、客货运输服务区和后勤保障区3部分组成，设施比较完善，通常占地面积达1000～4000公顷。飞行区是航空港的主要组成部分，有一条或数条跑道，平行于跑道的上行与下行两条主滑行道和与跑道以锐角相连的快速脱离滑行道。客货运输服务区包括客机坪、候机楼、停车场、旅馆等，其主体建筑是候机楼(也称航站楼)；货运量较大的航空港还设有专门的货运站或货运楼。后勤保障区包括修机坪、机库、维修车间、航材库、加油设施、消防急救设施、公用设施等。到1990年，世界上年旅客出入量超过1000万人次的大型航空港已超过40个。在这类航空港中，平均每分钟就有一架飞机起降。中国的航空港大体上分为两类：一类是国际、国内航线密集的大型枢纽航空港，如北京首都机场(年旅客出入量2000万人次以上)、上海虹桥机场和广州白云机场，是目前中国的主要国际门户机场；另一类是以国内航线为主、空运量较为集中的国内干线上的航空港，主要是省会(自治区首府)和重要工业、旅游、开放城市的机场。进一步提高空



航空港

运效率和控制噪声是航空港建设的突出问题。

（撰写：王立群　审订：马建新）

hangkong gongcheng

航空工程　aeronautical engineering　将航空学和相关学科的基本理论应用于航空器的研究、设计、制造、试验、使用和维修过程的一门工程技术。

（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong gongxiaoxue

航空工效学　aviation ergonomics　以生理学、心理学、人体科学以及工程技术科学的相关学科为基础，研究驾驶员的特性和工作规律，研究航空的人、机、环境三大要素的关系，研究人—机—环境系统的最优组合规律，并利用这种规律来提高驾驶员工作效率及人—机—环境系统效能的一门学科。使系统具有“安全、高效、经济”等综合效能。“人”指作为工作主体的人，如驾驶员及其他作业人员；“机”指人所控制的对象及借以实现系统目标的物，如飞机、具体系统、装置等；“环境”是指人、机共处的外部条件，如作业空间、物理环境、生化环境等。

（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

hangkong gongye

航空工业　aviation industry　机器制造工业中研究、开发、生产、销售航空器及其所装的各种系统设备、动力装置、武器系统和保障其运行的各种地面设备等产品的企事业单位的总称。航空工业是典型的知识和技术密集型工业，需要采用当代先进科学技术成果和科学的管理方法，是运用系统工程和现代管理工程最多的工业部门之一，也是军用和民用密切结合的综合性工业部门，它的成就往往代表了一个国家科学技术和工业的发展水平。

（撰写：金允汶　审订：杨育中）

hangkong gongyi

航空工艺　aeronautical process technology　研究航空产品制造过程和加工方法的一门应用科学技术。指区别于其他机械制造工业的特殊工艺，或指为航空器制造而首先开发的工艺。它包括航空器、航空发动机及附件、航空仪表、航空电子设备、机载导弹等的制造技术，涉及装配、铸造、锻造、成形、机械加工、特种加工、焊接、热处理和表面处理、工艺检测等领域。（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong gongsi

航空公司　airline　主要指以营利为目的、具有独立法人资格、使用航空器提供定期或不定期航班运送旅客、行李、货物和邮件的运输企业，也包括执行农林作业、航空测绘、抢险救灾等飞行的通用航空企业。航空公司是资金密集、技术密集的企业，要求有现代化的科学管理手段。航空公司的主要运营业务包括：调查和组织客货源，配置运力，拟定航班计划，编制班期时刻表，运输生产调度，航班座位和吨位的销售与管理，飞机配载和绘制飞机平衡图，客货运输，运输生产统计和预测，运输业务收入管理等。航空公司要遵守国家的法律法规和政府主管部门的规章制度，遵循自愿、平等、公平、诚实可信的原则，确保飞行安全，争取航班正常，提供优质服务。（撰写：刘平　审订：孟昭蓉）

hangkong hangtian

航空航天　aerospace　人类利用载人或不载人的飞行器在地球大气层中和大气层外的外层空间（太空）的航行活动的总称。

（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong houji gongcheng fazhan

航空后继工程发展　improvement after engineering development of aviation products　我国航空科研的一个阶段。指在航空型号定型后为提高产品质量所进行的不涉及型号总体设计变更的小规模科技活动。旨在解决航空型号研制中遗留问题和运用新技术提高产品性能、寿命、可靠性的科技活动。它是提高已投产或正在使用中装备与产品性能的有效环节。

（撰写：王道荫　审订：金允汶）

hangkong huosaishi fadongji

航空活塞式发动机　aircraft piston engine, aircraft reciprocating engine　依靠活塞在汽缸中的往复运动使气体工质完成热力循环、将燃料的化学能转换为机械能的热力机械。从1903年第一架飞机升空到第二次世界大战前，所有飞机都以它为动力。20世纪40年代中期开始，在大、中型飞机上活塞发动机逐渐被燃气涡轮发动机所替代。目前活塞式发动机仅在轻型、超轻型飞机以及轻型直升机上采用。

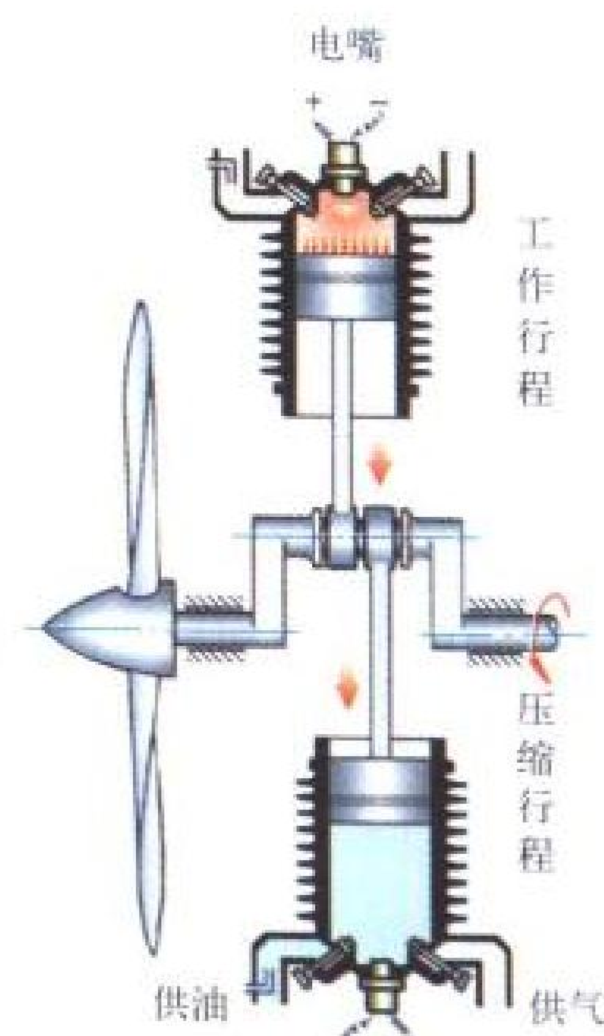
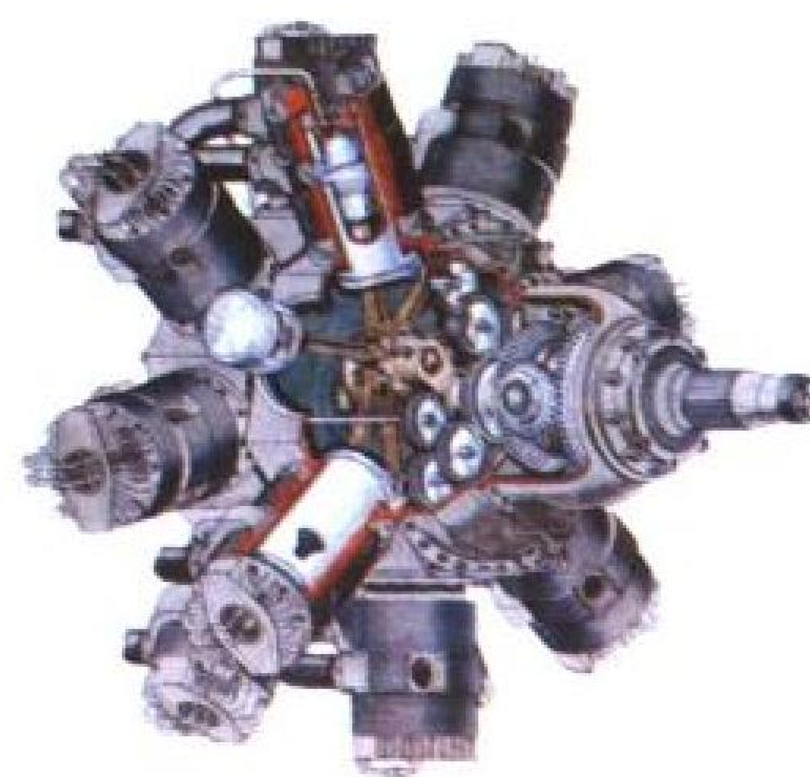
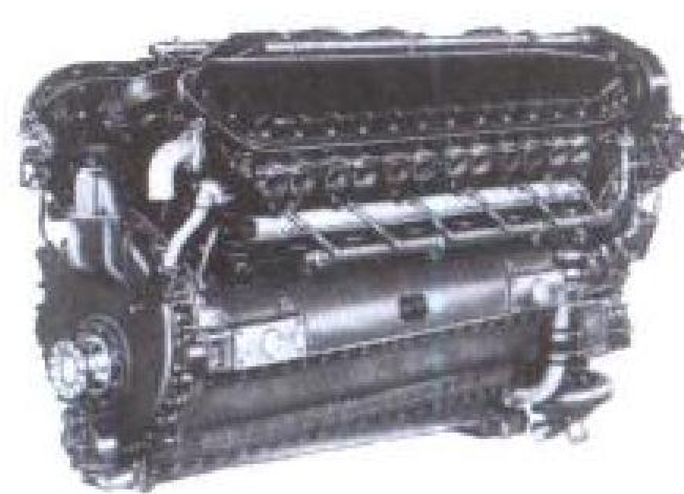


图1　航空活塞式发动机工作示意图

工作原理：对于四冲程发动机，曲轴每转两转、活塞往返两次、完成四个冲程，即进气冲程、压缩冲程、膨胀冲程（又称工作冲程）、排气冲程，完成一个热力循环，包括进气、压缩、燃烧、膨胀和排气五个过程（图1）。按一定比例



(a) 星型发动机



(b) V型发动机



(c) 直列型发动机

图2　航空活塞式发动机的汽缸排列形式

的空气和燃油形成的混合气，在压缩冲程终了时点火并在定容条件下燃烧，高压高温燃气膨胀，迫使活塞移动并通过连杆推动曲轴旋转作功，工作后的燃气，在排气冲程排出汽缸。

分类：按活塞冲程分为四冲程和两冲程；按汽缸排列分为星型、V 型和直列型（图 2）；按供油方式分为汽化器式和直接注射式；按汽缸头冷却方式分为液冷式和气冷式。

结构：主要由曲轴、连杆、汽缸、活塞、进排气阀、分气机构、附件传动和机匣等组成。在小功率发动机中，螺旋桨直接装在曲轴前端；在大、中功率发动机中，螺旋桨装在桨轴上，桨轴和曲轴之间装有减速器，以便使桨轴转速降低到螺旋桨要求的转速。在大、中型发动机中，通常均装有由曲轴经增速器驱动的增压器及（或）由汽缸排出的废气驱动的废气涡轮增压器，用以提高进入汽缸的空气压力，增大发动机功率或提高高空性能。

性能：参见航空活塞式发动机性能特性。

（撰写：华德苏　修订：方昌德　审订：陈光）

hangkong huosaishi fadongji xingneng texing

航空活塞式发动机性能特性 performance characteristics of aircraft piston engine 航空活塞式发动机的功率和耗油率随使用条件变化的特性。常用的性能有节风门、外部和高度性能特性。节风门特性又称节流特性，通常是指海平面条件下，改变节风门开度以改变进气压力时，发动机输出功率和燃油消耗率随发动机转速的变化关系。试车录取时常以定距螺旋桨为负载，因此又称之为螺旋桨特性。外部特性简称外特性。它是发动机在海平面保持节风门全开或进气压力不变（带增压器的发动机）时，发动机输出功率和燃油消耗率随转速的变化关系。为保持转速不变需改变发动机外部负载，常用的办法有：以螺旋桨为负载时，改变桨距；以测功器为负载时，改变测功器吸收的功率。高度特性是指发动机节风门开度不变，发动机输出功率和耗油率随高度的变化。由于飞行速度对发动机的性能影响很小，所以高度特性对飞行速度没有规定。正是因为飞行速度影响很小，航空活塞式发动机不常用速度特性。对于增压式活塞发动机，使用中在一定高度以下，通过改变节风门开度，保持进气压力不变以限制发动机在低空工作时的输出功率。由于大气温度随高度的增加而降低，所以保持进气压力不变时，进气密度随高度增加而有所增加，发动机输出功率也随高度增加而增大。达到一定高度时，发动机输出功率达最大值，这一高度称之为额定高度。

主要性能指标为功率、耗油率、升功率和功重比。目前常用的航空活塞式发动机的功率为 50 ~ 350 kW，历史上曾达到 2800 kW。先进的航空活塞式发动机的巡航耗油率可低达 0.272 kg / (kW · h) 以下。升功率是每升工作容积发出的功率，一般为 22 ~ 24 kW/L，个别可达 59 kW/L。功重比在 1.1 ~ 1.5 kW/kg 以上。（撰写：陈大光　审订：刘大响）

hangkong huojiandan

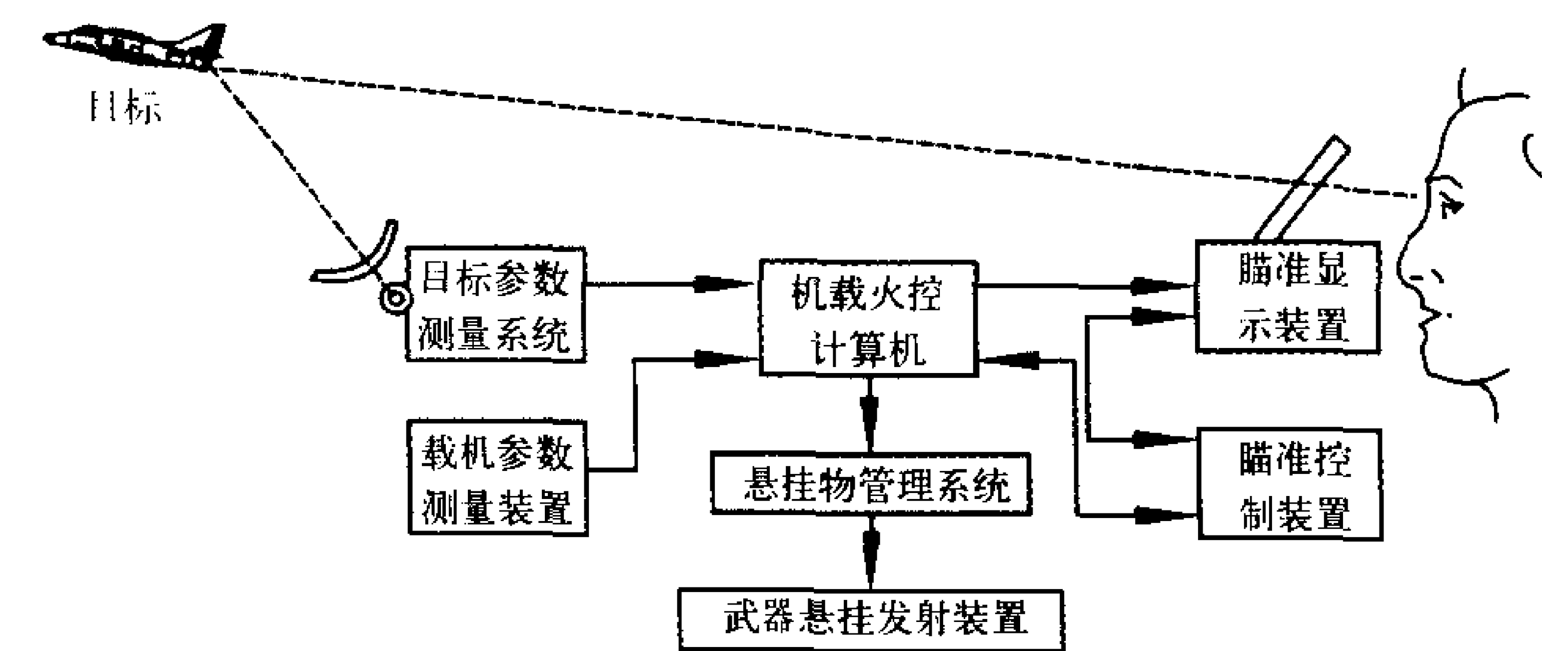
航空火箭弹 airborne rocket 又称机载火箭弹。从航空器上发射的、以火箭发动机为动力的非制导弹药。由火箭弹壳体、火箭发动机、引信、战斗部和稳定尾翼组成。按作战用途，航空火箭弹可分为空空和空地两类。前者用于攻击空中目标；后者用于攻击坦克、装甲车、炮兵阵地、工事等地面目标。按战斗部类型，航空火箭弹可分为杀伤、爆破、破甲、燃烧等型别。按飞行稳定方式，分为非旋转火箭弹和旋转火箭弹。航空火箭弹具有圆柱形弹体和弧形或锥形弹头，以减小超声速飞行中的空气阻力。通常，引信和战斗部装于火箭弹头部。火箭发动机一般由双基或复合药制成特定形状的药柱作为固体燃料。现代航空火箭弹大都采用巢式发射器。其优点是机上装载量大，成本低，较航空机枪和机炮威力大，射程远。其缺点是散布大，精度低。

目前，各国现役和研制中的航空火箭弹将近 40 种，其口径系列为：37，50.8，57，68，70，81，90，100，120，127，130，135，180，210，240 mm。

（撰写：刘永恒　审订：王祖典）

hangkong huoli kongzhi xitong

航空火力控制系统 airborne fire control system 又称机载火力控制系统，简称机载火控系统。一般由目标参数测量装置、载机参数测量装置、机载火控计算机、瞄准显示装置、以及发射/投放控制装置或悬挂物管理系统等组成（见图）。它



机载火力控制系统框图

是集光学、电子、精密机械、光电、微型计算机等技术于一体的软件与硬件设备的综合系统。目标参数测量装置用于探测、跟踪目标，测得目标位置和运动参数；载机参数测量装置测得所需的状态参数，连同选定的武器型别，经火控计算机处理并计算出瞄准修正量信息送给平视显示器、活动武器伺服系统、悬挂物管理系统、自动驾驶仪或飞行控制系统，并消除瞄准偏差，使武器准确地指向提前点；尔后由驾驶员（或射击员）人工地或自动地给出投射各种弹药的命令，使弹头准确地命中目标，还可对需要载机制导的武器进行发射后的制导。（撰写：陆彦　吴修仁　戚建中　审订：王祖典）

hangkong jishu

航空技术 aeronautical technology 航空领域中在研究、设计、制造、试验、使用、维修等各方面直接应用的技术。它以基础科学和技术科学为基础，广泛采用现代科学技术的最新成就，因而其内涵不断发展。主要包括：空气动力、结构强度、材料和制造工艺、航空发动机、飞行控制、通信与导航、航空军械、航空仪表、航空电气、航空电子、安全救生、环境控制、可靠性与质量控制、飞机维护和修理等与航空器本身构成和使用有关的技术；风洞试验、部件和系统试验、发动机台架试验、飞行试验等与航空器试验有关的技术。

（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong jiaoyu

航空教育 aeronautical education 以为航空事业培养专门人才为目的的专业性或职业性正规教育。它是教育的一个分支体系。20 世纪初，科学技术比较发达的国家就开始了航空教育。飞机问世后，航空教育更加发展。至第二次世界大战

前，美、苏、英、法、德、意、日都建立了比较完整的航空教育体系。大战中，雷达、火箭和喷气飞机的出现，进一步推动了航空教育的发展。航空教育内容上有了很大变化，课程设置不断更新，新兴学科课程逐渐增设。为了培养航空人才，各国教育部门、军队、民航部门兴办了各种类型的学校。各国高级航空技术人员都在高等院校培养，但作法不尽相同。西方国家一般在大学的工学院内设航空工程系，学制为4年；与航空工程有关的电子技术和计算机技术人员则由其他系培养。前苏联则设立独立的航空院校，与航空工程有关的专业科系比较齐全，学制为5～6年。1949年前，中国一些大学，如中央大学、清华大学、北洋大学、交通大学、浙江大学等都设有航空工程系。新中国成立后，1952年全国高等院校调整时，陆续成立了独立的航空院校，学制4～5年。（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

H

hangkong jiusheng

航空救生 aviation life saving, escape, survival, rescue　简称救生。乘员从失事飞行器中应急离机，着地后生存及被营救的全过程或某一过程。应急离机指乘员以尽可能短的时间安全可靠地脱离失事飞行器，直至安全返回地面，有跳伞、弹射、火箭牵引、座舱分离等方式。现代军用飞机普遍采用敞开式弹射救生系统进行应急离机。生存指乘员着地后自救、呼救、维持生命和等待营救。安全返回地面后可能因着陆区恶劣的自然环境伤害乘员。根据飞行区域配置生存设备。营救指专职营救组织及时派出训练有素的营救人员，使用各种运输工具，搜索和营救设备来搜索和营救遇难人员。按离机高度分：高空救生、中空救生、低空救生；按离机时飞行速度分：高速救生、中速救生、低速救生；按生存区域分：海上救生、沙漠救生、高原寒区救生、森林救生；按离机方式分：跳伞救生、弹射救生、火箭牵引救生、座舱分离救生。航空救生旨在飞行器处于不可挽回的应急情况下拯救乘员生命，保证作战能力。乘员实现应急离机（操纵起动）到被营救全过程，且不因过程中造成的损伤（最好无损伤）而永久丧失飞行能力谓救生成功。它取决于救生设备优劣、乘员心理、技术和身体素质、失事飞行器状态、生存环境恶劣程度、搜索和营救工作效能等。（撰写：高闻天　审订：袁修干）

hangkong jiusheng shebei

航空救生设备 escape equipment, survival equipment, search and rescue equipment, life saving equipment　飞行器失事时使乘员安全救生的各种设备的统称。一般包括：⑴逃逸设备（常称应急离机系统）：使乘员从失事飞行器中迅速脱离，并安全返回地面的设备，如救生伞、弹射座椅、分离座舱、火箭牵引救生系统。⑵个体防护装备：仅指应急离机和返回地面对防护高空、海上、沙漠、森林等恶劣环境对乘员伤害的设备，如应急供氧系统（含面罩、头盔、加压服）、海上救生设备（救生背心、腋下和围脖救生器、抗浸服、救生筏等）、其他防护装备（防护头盔、防闪光装置、沙漠及森林防护装备等）。⑶生存设备（又称应急物品）：乘员安全返回地面后用以自卫、自救、求救和维持生命的设备，如自卫自救用具、医药用品、救生联络设备、维持生命的必需品（救生口粮、狩猎用具）。根据飞行的地理区域按海上、沙漠、森林、高原寒区等不同类型选配，一般置于救生包中。⑷搜索和营救设备：搜索失事乘员并迅速将其营救返回的设备，如搜索和营救信标，海上打捞设备。（撰写：高闻天　审订：袁修干）

hangkong julebu

航空俱乐部 aeroclub　有志于促进航空事业发展的人员所组织的社团。大多数航空俱乐部是由航空爱好者自愿结合组织起来，利用业余或课余时间开展活动。目的是通过学习、研究、参观、制作、飞行及跳伞等活动探索航空知识，锻炼动手制作和研究能力，得到从事创造性工作的激励和乐趣，提高科学素质。它是培养航空事业后备人才的有益途径。这种性质的组织在中国称为航空兴趣爱好小组。它包括中学、小学的课外航空模型制作小组和火箭制作小组，校外少年宫、少年之家、少年科技站等的航空科技活动组以及成人的业余飞行俱乐部和自制超小型飞机俱乐部等。也有一种航空俱乐部以娱乐或休闲为目的来开展航空运动。

（撰写：张太昌　修订：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong liuxingbingxue

航空流行病学 aviation epidemiology　应用流行病学的理论和方法研究航空环境因素对人员健康状况影响的一门医学分支学科。研究内容有：⑴调查并描述飞行人员疾病和健康的动态分布；⑵研究航空环境因素对人员健康状况的影响及其与暴露效应关系；⑶研究国际旅行和长途空运带来的疾病传播及其预防措施，包括制定卫生标准，提出免疫要求，进行卫生检疫等。基本的研究方法有随机化方法、回顾性研究、前瞻性研究和数学模型研究等。其中数理统计方法发挥着重要作用。计算机的广泛应用为多元统计分析在航空流行病学中的应用提供了便利条件，例如用多元函数评价飞行人员冠心病的危险因素，以及对疾病进行预测等。

（撰写：张宏金　审订：袁修干）

hangkong luntai

航空轮胎 aircraft tire　装在起落架机轮上，用以起缓冲、减震作用的充气装置。一般由内胎和外胎组成，也有无内胎轮胎。内胎由柔性橡胶材料制成，内充高压气体；外胎用来保护内胎，其外表常带有花纹，起防滑作用。航空轮胎按其内部充入气体压力的高低，可分为低压轮胎、中压轮胎、高压轮胎和超高压轮胎。低压轮胎具有着陆受压时，压缩量大，吸收能量大，对地面压力小，在较软的土跑道上滑跑时不易陷入地面的优点，但因尺寸较宽，不易收入到高速飞机的薄机翼内，所以多用于低速轻型飞机。反之，高压轮胎多用于高速飞机，中压轮胎则介于二者之间，常用于速度中等的飞机上。超高压轮胎则因宽度很小，多用于机翼很薄的超声速飞机；它的压力很大，只适合于在质地坚硬的跑道上使用。（撰写：赵秀丽　审订：任源博）

hangkong moxing

航空模型 aeromodel　主要供运动用的、不载人的小型航空器。航空模型按类型分为模型飞机、模型直升机和像真模型飞机（按真实飞机一定比例缩小而制作的航空模型，主要供静态展示用）。模型飞机按控制方式可分为三类：自由飞行模型飞机（在起飞至落地全过程中与地面放飞者无任何联系，其飞行姿态和轨迹完全取决于起飞前对重心和各部件相对位置的调整以及模型上可能装有的自动控制机构的操纵），线操纵圆周飞行模型飞机（操纵员通过一根或几根操纵钢丝操纵升降舵等来改变模型的姿态和高度，模型飞机围绕操纵员作

圆周飞行）和无线电遥控模型飞机（由地面操纵员通过无线电遥控设备操纵模型飞行）。

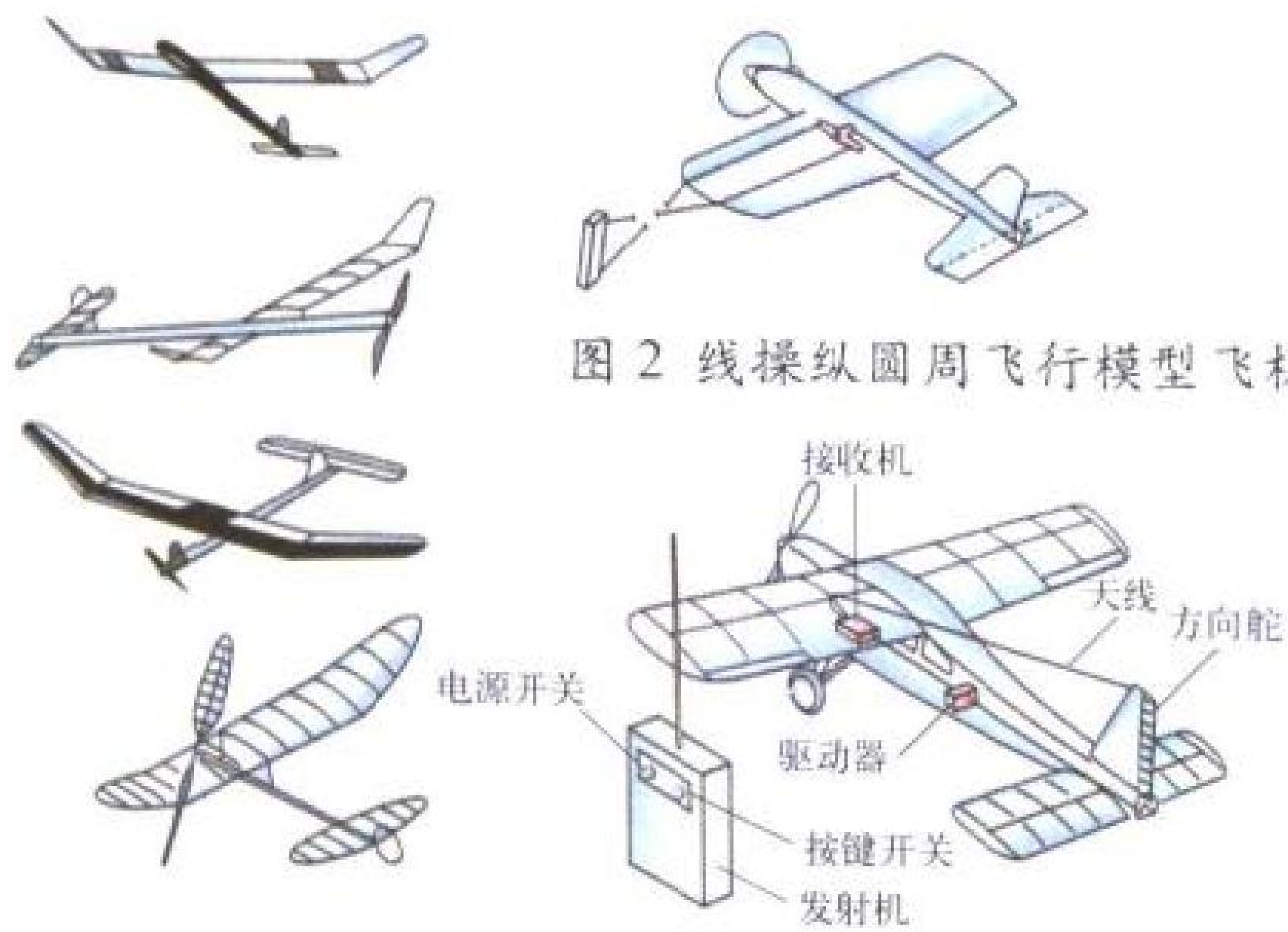


图 1 各种自由飞行模型飞机　图 2 线操纵圆周飞行模型飞机　图 3 无线电遥控模型飞机

（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong qixiang

航空气象 aeronautical meteorology 研究各种气象要素对航空技术装备和航空活动影响的一门科学，是气象学的分支，属应用气象学。现代航空气象学的主要目的是保障飞行安全、提高飞行效率，充分运用气象条件避开不利天气的影响，利用有利天气顺利完成任务。航空气象主要包括地面（高空）观测（探测）、航空气象情报、航空气象天气预报、航空气象保障等内容，侧重对危及飞行安全的因素如大风、尘暴、雷暴、积冰、风切变等天气的研究和航空气象保障方法的研究。（撰写：王吉昌　审订：薛顺来）

hangkong qixiang fuwu

航空气象服务 aeronautical meteorological service 航空气象业务机构向航空用户、飞行运行部门和空中交通管制部门提供飞行所需的各种气象情报的服务。一般由国家或地区航空气象中心、当地（机场）气象台（站）负责组织与实施航空气象服务，采集、整理、分析气象情报资料，编发天气预报和警报，交换气象情报，并在此基础上及时准确地为飞行提供各种飞行气象文件。例如重要天气预报、高空风预报、航线天气预报、机场实况与机场天气预报、趋势、着陆天气预报、特选天气报告和其他气象情报。以上任务有赖于建立一个由先进的气象数据库和气象情报通信网组成的航空气象情报服务网（即航空气象信息系统）。对国际飞行应利用世界区域预报系统（WAFS）的产品，向用户提供准确的、统一的、高质量的全球高空风、气温和重要天气预报图、飞行气象情报（OPMET），包括全球较大机场天气报告、航站天气预报（SIGMET）等资料。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

hangkong qixiang guance

航空气象观测 aeronautical meteorological observation 飞行气象条件所需要素观察和测量的统称。常规的航空气象观测分为地面气象观测和高空气象观测与探测。航空地面气象观测，即观测近地面的风向、风速、温度、湿度、气压、能见度以及云高、云量，发生的天气现象如降水、雾、雷暴等实况和变化情况。航空地面气象观测规定为正点观测和半点观测及根据飞行需要随时加点观测三种。航空高空观测和探测，即观测和探测从近地面的低空到几万米高空的气压、气温、湿度、风向和风速及其探测航行区域内的对流天气情况等。航空气象观测特别注重风、云、能见度及危险天气现象和变化的观测。随着科学技术的发展，探测方法增多、如遥感技术、气象雷达、气象卫星等，航空气象高空探测将实施风切变和云中水物理现象的探测等。

（撰写：王吉昌　审订：薛顺来）

hangkong qixiang qingbao

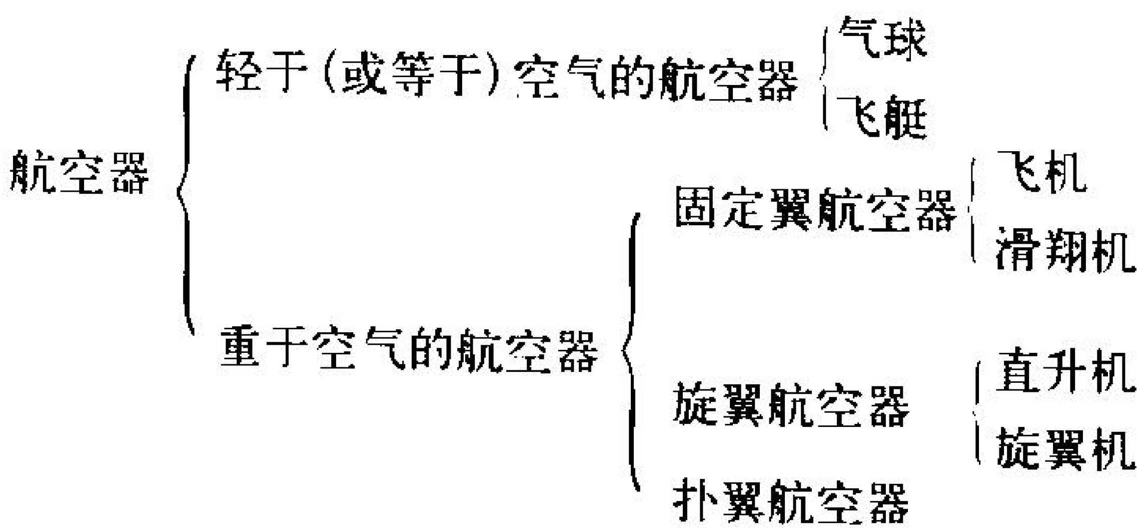
航空气象情报 aeronautical meteorological information 各种有关航空的气象历史资料、天气实况报告、天气分析和预报，以及气象部门对现在和未来气象状况的其他说明。主要有各种观（探）测资料，包括空气温度、湿度，大气压力、风向、风速，云和能见度等的实测数据，以及气象卫星资料和气象雷达图等。此外，还有各种天气报告和航空天气预报、危险天气警报和通报等。这些情报是实施航空气象保障的基本依据。（撰写：王学永　修订：王吉昌　审订：薛顺来）

hangkongqi

航空器 aircraft 能在大气层内进行航行的各种飞行器。任何航空器都必须能产生一个大于自身重力的向上的力，才能升入空中。根据产生向上的力的基本原理不同，航空器可分为两大类：轻于（或等于）同体积空气的航空器和重于同体积空气的航空器。前者靠空气的静浮力升空，又称浮空器；后者靠空气动力平衡自身重力升空。根据航空器构造特点还可以进一步分为下列几种类型：



几种典型的航空器



（撰写：何庆芝　修订：赵秀丽　审订：王道荫）

hangkong qicai

航空器材 aviation supplies 为航空运输服务的设备及其维修零件、工具和原材料的统称。航空器材的核心是航空

器、其他有关设备的配置，都是为了保证航空器正常、安全地飞行和有效地开展业务活动。航空器材分为七类：(1) 飞机、发动机及机载设备；(2) 飞机外场维护和车间修理设备；(3) 空中交通管理设施，包括通信导航、空中交通管制和气象设备等；(4) 机场设施，包括客、货运送及管理设备、机坪设备、场站特种车辆等；(5) 空、地勤人员及其他业务人员的培训设备；(6) 飞机、发动机和机载设备的维护零备件、工具及原材料等；(7) 其他设备的维护零备件、工具及原材料等。飞机的选订，除考虑其技术及经济性能，并结合空运市场、飞行航线、技术发展、资金安排等因素外，还应该考虑机场条件和有关设施；同样，其他设备和维护零备件、工具及原材料的订购，必须是“以最少的资金，保证最大限度的飞机飞行和业务运营”为目标。

（撰写：孟昭蓉　审订：马联珑）

hangkongqi dongli zhuangzhi

航空器动力装置　aircraft powerplant　航空器的发动机以及保证发动机正常工作所必需的系统和附件的总称。它包括发动机及其起动和操纵系统，发动机安装节或发动机架，活塞式和涡轮螺旋桨式发动机的螺旋桨，喷气式发动机的进气道和排气喷管，发动机防火、灭火装置，装在飞机上的燃油系统、滑油系统、散热系统等。

（撰写：陈大光　审订：陈　光）

hangkongqi shibie biaozhi

航空器识别标志　aircraft identification mark　标绘在航空器上，表明其国籍和其他属性的一种特定的符号。航空器识别标志需按规定获得批准。无识别标志的航空器，未经批准，不能飞行。

（撰写：黄东辉　修订：李忠孝　审订：周双全）

hangkong ranqi wolun fadongji

航空燃气涡轮发动机　aircraft gas turbine engine　利用燃气涡轮驱动的压气机将气体工质压缩，经加热后在涡轮中膨胀并将部分热能转换为机械能，用于航空器的旋转式动力机械。其主要部件是压气机、燃烧室及带动压气机的燃气涡轮。这三部分组成燃气发生器，空气在压气机中被压缩后，在燃烧室中与喷入的燃油混合燃烧，生成高温高压燃气来驱动涡轮作高速旋转，并将其部分能量转变为涡轮功。涡轮带动压气机工作，不断吸进空气并进行压缩，这是发动机能连续工作的条件之一。

按照燃气发生器排出的燃气中可用能量的利用方式，燃气涡轮发动机分为涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机、涡轮螺旋桨发动机、涡轮轴发动机及桨扇发动机。1937 年 4 月，英国的 F. 惠特尔首先研制成第一台地面试验用燃气涡轮发动机；1939 年、1941 年德国、英国先后研制成功能装在喷气式飞机上使用的涡轮喷气发动机；第二次世界大战后，这种发动机首先在军用飞机上取代活塞式发动机。20 世纪 50 年代后期发展的涡轮风扇发动机由于经济性良好，已广泛用于大型旅客机、运输机和军用飞机上；60 年代中期发展的带加力燃烧室的涡轮风扇发动机已在超声速军用飞机上广泛使用；适合低速支线客机使用的涡轮螺旋桨发动机与直升机用的涡轮轴发动机从 50 年代后也得到发展。航空燃气涡轮发动机经改装后还可用作发电、船舶和车辆动力或机械驱动等。

（撰写：肖　陵　朱行健　修订：方昌德　审订：陈　光）

hangkong ranyou

航空燃油　aircraft fuel　航空发动机用的液体燃料，包括航空汽油和航空煤油。(1) 航空汽油：主要用于航空活塞式发动机。它蒸发性能好，易燃，性质稳定，结晶点低和不腐蚀发动机零件。航空汽油是石油的直馏产品和二次加工产品与各种添加剂混合而成的。其主要性能指标是辛烷值和品度值。航空汽油的辛烷值是指与这种汽油的抗爆性相当的标准燃料中所含异辛烷的百分数。这种标准燃料由异辛烷和正庚烷混合液组成。它表示航空汽油的抗爆性能，即在发动机中正常燃烧（无爆震）的能力。对辛烷值的要求依发动机的特点而异，主要取决于压缩比，压缩比越大，辛烷值应当越高。为提高辛烷值，可往汽油中加入含有抗爆剂（如四乙基铅）的乙基液。品度值指的是以富油混合气工作时发出的最大功率（超过这一功率便出现爆震）与工业异辛烷所发出的最大功率之比，用百分数表示。(2) 航空煤油：空气喷气发动机广泛使用的石油烃燃料，根据沸点范围不同分为 3 类：① 宽馏分型（沸点范围 60～280℃）；② 煤油型（沸点范围 150～280℃），高闪点航空煤油的初沸点可提高到 165～175℃；③ 重馏分型（沸点范围 195～315℃）。通常使用的是第二类。航空煤油比汽油具有更大的热值，价格低，使用安全，适于航空燃气涡轮发动机和冲压发动机使用。用于超声速飞行的煤油还应有低的饱和蒸气压和良好的热安定性。因煤油不易蒸发、燃点较高，燃气涡轮发动机起动时多用汽油。航空煤油的组成一般有下列规定：芳香烃含量在 20% 以下（其中双环芳烃含量不超过 3%），烯烃含量在 2%～3% 以下，正构烷烃含量用燃油结晶点不高于 −50～−60℃ 来限制。

（撰写：顾恒祥　审订：杨燕生）

hangkong sheji miaozhunju

航空射击瞄准具　aerial gun sight　安装在战斗机座舱内，根据手动或自动引入的参数解算总修正角，提供驾驶员瞄准指令的光学、机械和电子设备。

随着飞机和武器性能发展的需要、技术发展的可能，在第二次世界大战后期，这类航空射击瞄准具得到了广泛使用，它是一种计算提前角的光学瞄准具。主要由测速陀螺、高度机构、机电或电子模拟计算器、控制部件和光学显示部件组成。使用这种瞄准具时，驾驶员只须按光学显示部件中的瞄准标志——中心光点（环）操纵飞机，瞄准目标，保持一段稳环时间后即可开火。这种瞄准具在活动环状态时用以完成有提前角的跟踪攻击方式；在固定环状态时用以完成纯追踪攻击方式。20 世纪 50 年代后，为了提高测距精度和全天候作战能力，瞄准具可以与雷达测距器、跟踪雷达和红外光电装置相连使用。

航空射击瞄准具开始使用时，仅能满足航炮空对空攻击的要求；为了能兼顾多种航炮和航空火箭弹攻击的要求，在瞄准具结构上和模拟计算机上都作了相应变动，扩展了多种弹道功能；为发射空空导弹，瞄准具还能与导弹允许发射距离计算器等配合工作。（撰写：朱培申　审订：孙隆和）

hangkong sheying

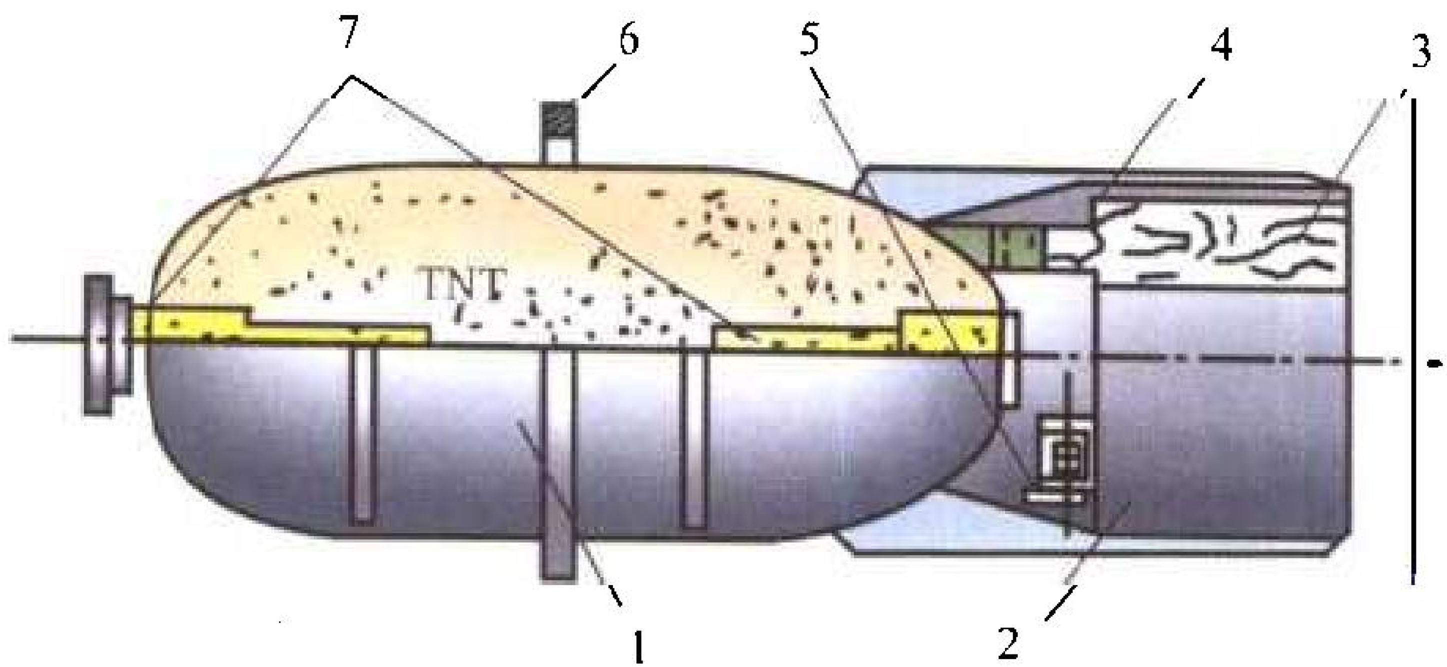
航空摄影　aerial photograph　用航空器上的专用设备进行摄影的活动。主要是从空中对地面（水域）摄影。航空摄影广泛用于地图测绘，地质、水文、矿藏和森林资源调查，铁路、公路、高压输电线路的勘察选线，气象预报和环境监测等领域。在军事应用上也是航空侦察的主要手段。航空摄影

取得的照片要经过判读处理才能绘制出所需要的地图或获得其他有用的资料。航空摄影依摄影方式不同分为近似垂直航空摄影和倾斜航空摄影；按采用胶片的种类不同分为全色黑白、黑白红外、天然彩色、彩色红外和多光谱航空摄影等。航空摄影时飞机在预定航线上要准确地保持飞行高度和速度，连续拍摄相邻两张照片约保持 60% 的重叠度，平行航线拍摄的两行照片有 30%的重叠度。一般使用中、小型的双发动机飞机进行航空摄影，要求续航时间长、巡航高度范围大，飞行速度在 400 km/h 左右。飞机应有较好稳定性并装有完善的导航设备和自动驾驶仪。现代航空摄影还有红外探测、侧视雷达和激光等辅助摄影手段，具有很高的成像质量。

（撰写：张玉清　修订：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong shenshui zhadan

航空深水炸弹　aerial depth bomb, aerial depth charge　又称航空反潜炸弹。攻击潜艇及其他水下目标的主用航空炸弹。按装药不同，分为常规深水炸弹和核深水炸弹两种。常规深水炸弹的弹体为薄壳结构（见图），装填系数 70% 左



航空深水炸弹

1—弹体；2—尾翼；3—降落伞；4—分离机构；
5—补充稳定装置；6—弹箍；7—头尾两用引信

右，采用水压或定时引信，在飞行前装定下潜深度，尾部带降落伞，使炸弹减速并转入垂直入水，头部还可装反跳弹盘，适用于超低空投弹。小口径深水炸弹可装入多次使用式子母弹箱投放，大口径深水炸弹则直接挂到悬挂装置上投放。航空深水炸弹是反潜武器的一种，通常同航空鱼雷、航空水雷以及反舰/反潜导弹配合使用。

（撰写：王祖典　审订：孙隆和）

hangkong shengli xunlian

航空生理训练　aviation physiological training　简称生理训练，又称航空心理生理训练。用地面模拟设备和方法使飞行人员了解、体验和掌握克服飞行环境因素不良影响的教练活动。有助于提高飞行适应能力和应急处置能力，增强飞行信心，保证飞行安全和降低飞行事故率。训练内容主要有：(1) 缺氧、减压、加速度对人体的影响和处置措施；(2) 供氧和抗荷装备的性能、选配和使用方法；(3) 各种飞行错觉的发生原理和克服方法；(4) 飞行视觉问题和心身保健等。训练中除讲解和演示外，还使用低压舱、低氧混合仪、加压供氧锻练器、离心机、抗荷训练器、空间定向模拟器、夜间视觉练习器等地面模拟设备进行体验和锻炼。训练分初训和复训。初训内容较全，通常隔 2～3 年训练一次；复训则选择所需的项目。随着飞机性能的提高，训练的内容、方法和设备也更加丰富和完善。

（撰写：樊树桐　审订：袁修干）

hangkong shengwu donglixue

航空生物动力学　aviation biodynamics　研究航空领域中作用在人体上各种机械力的动态生物学效应的科学。它是力学、生物学、生理学和医学相结合的边缘学科，属生物力学范畴。研究范围包括飞行中的持续性加速度、冲击性加速度、振动、旋转、失重等对生物体的影响、动态响应规律、耐受限度和防护措施等。航空生物动力学的研究多采用模拟手段，例如用离心机模拟不同作用方向、不同作用时间和增长率的加速度，用冲击塔模拟冲击性加速度，用风洞或火箭滑车模拟不同速度的气流吹袭，用振动台模拟不同频率、振幅和作用时间的振动等；也可根据不同情况直接用人、动物或假人进行试验。随着计算机的发展，数学模型广泛应用于生物动力学的研究。早期模型仅限于单自由度运动，现在的模型是三维的，这不仅可以模拟作用力的大小及方向，还可将生物体受力后的变形显示出来，可以形象地观察到作用力的效果。数学模型还可以预测人—机系统的综合反应，能较准确地给出设计防护救生装备所需的参数。但这种方法不能完全取代人和动物的实验，在飞行中进行实测和对事例的调查研究也是不可缺少的研究手段。

（撰写：庄祥昌　审订：袁修干）

hangkong shengxue

航空声学　aeronautic acoustics　研究飞行器（主要指飞机与直升机）声音的发生、传播与抑制的科学技术。它包含：(1) 气动声学：空气动力学与声学结合的交叉学科。它研究气动发声的过程、运动介质的声机理以及场与流动的相互作用。(2) 结构声学：弹性系统动力学与声学结合的交叉学科。它研究声沿飞行器结构传播的机理，结构声的发射以及飞行器舱内声场的形成。以上二者是航空声学的理论基础；而声学对于航空环境问题的应用研究，形成为航空环境声学。

20 世纪 50 年代以来，喷气发动机的广泛应用，使飞机速度迅速提高，超声速飞机和重型飞机大量使用。航空运输量在全世界逐年增加，促使机场的运行密度迅速增大，结果是飞行器产生的噪声带来越来越严重的问题：(1) 给机场所处地区居民造成不良影响；(2) 飞行器舱内的噪声使旅客不舒适，乘务员工作环境恶化；(3) 飞行器结构受到强烈的声载荷导致结构元件出现疲劳损伤，以及机载设备系统的损坏。

飞行器主要的噪声来源于：(1) 从发动机尾喷口高速排出的热气流与周围大气混合产生的喷流噪声；(2) 螺旋桨、旋翼，以及涡轮发动机内各种叶轮机械旋转叶片与固定叶片交错发出的旋转噪声；(3) 飞行中空气流过机身、翼面等表面产生的噪声，以及超声速飞行时，飞机周围形成的激波系引起的声爆。以上这些都是气动声学研究的对象。(4) 发动机内部运动机件互相磨擦以及飞行器内各种设备（如空调设备、辅助动力源等）发出的机械运动噪声。因此，从飞行器与动力装置设计的初始就要考虑噪声问题，从源头上降低噪声的发生，消减或阻障它的传播，以及可能采取的主动控制技术等。机场的设计，飞机运行的管理组织等也应将降低噪声的影响作为重点问题考虑。

（撰写：曹传钧）

hangkong shuilei

航空水雷　aerial mine　又称空投水雷。由军用航空器投放布设于航道、停泊场、海港以及舰船目标可能活动的区域的水闸（水中），用以毁伤或阻滞敌舰船的活动，也可用于破坏桥梁和水中建筑的水中兵器（见图）。它具有长期隐蔽、打击

突然、攻防兼备和易布难扫等优点。

按在水中状态，航空水雷可分为：(1) 沉底雷。投布在海底的水雷。(2) 漂雷。投布在水面或水中设定深度上的水雷。(3) 锚雷。由雷锚和雷索将其系留在设定深度上具有一定浮力的水雷。



航空水雷外形图

按引爆方式，航空水雷可分为：(1) 触发水雷。直接与舰船碰撞或触及而爆炸的水雷，如触角水雷、惯性撞发水雷和触线水雷等。(2) 非触发水雷。接收航行舰船的物理场信号而爆炸的水雷，如音响水雷、磁性水雷、水压水雷和联合引信水雷等。(3) 控制水雷。用有线或无线通信方式，控制其引爆的水雷。

按常规装药量多少，航空水雷可分为大、中、小三型，如表所示。

水雷分类

	沉底雷	漂雷	锚雷
大型	>700 kg	>150 kg	>200 kg
中型	250~700 kg	100~150 kg	100~200 kg
小型	<250 kg	<100 kg	

按其特点功能，航空水雷可分为：(1) 上浮水雷。发现目标后能自动上浮追击目标的水雷。(2) 自航水雷。布设后能自航至预定水域的水雷。(3) 自导水雷。发现目标后能自动跟踪攻击目标的水雷。

航空水雷一般呈流线型，通常由爆炸部分、引爆装置、反扫雷装置和尾部降落伞装置组成。水雷由空中投下后，经延时或定高开伞，以保证水雷稳定下落并以较低速度入水，以免水雷受损。水雷入水一定时间后，引爆装置解除保险，处于准备爆炸状态。当舰船经过水雷附近或触及水雷时，引爆装置引爆水雷。（撰写：李玉才　审订：王祖典）

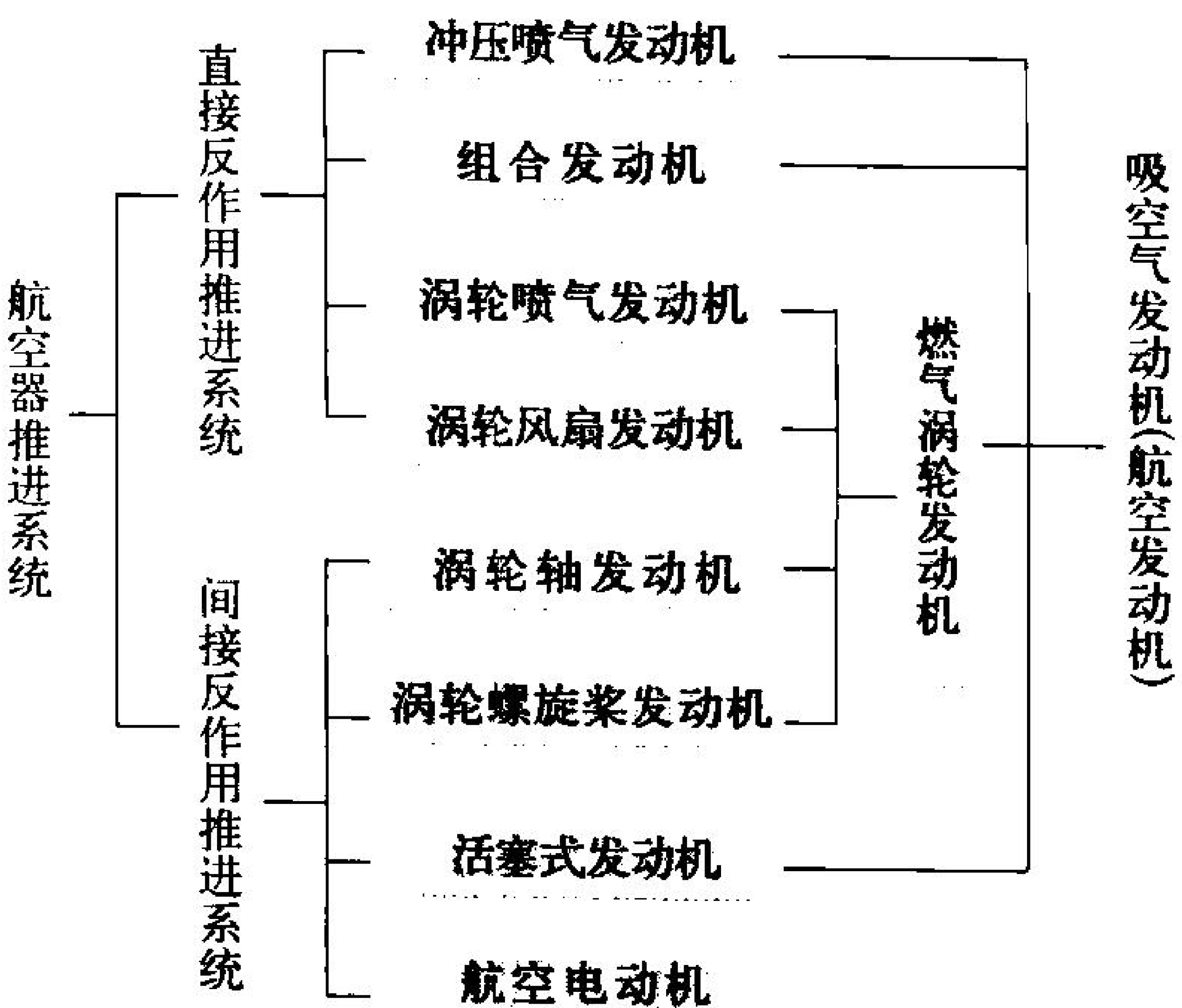
hangkong tuijin jishu

航空推进技术　aircraft propulsion technology　涵盖航空推进原理各个方面的技术。它包括航空发动机热力循环及性能分析、推进系统各部件的气动热力学原理、燃料燃烧和发动机噪声等，还包括涡轮冷却、进气道—发动机—尾喷管一体化设计和飞机—发动机性能匹配、发动机工作稳定性等技术内容。发动机结构强度和控制也是推进系统的重要理论与技术基础，但按英、美等国的习惯，它们没有被包括在航空推进技术领域之中。

（撰写：陈大光　审订：陈　光）

hangkong tuijin xitong

航空推进系统　aircraft propulsion system　利用反作用原理为航空器提供推力（或拉力）的装置。推进系统要产生推力，必须有能源、工质、发动机和推进器。当前航空推进系统的能源主要是燃油的化学能。燃油包括航空煤油和航空汽油。太阳能、核能或其他化学能的应用则仍处于研究阶段。工质是空气和燃气。涡轮喷气发动机本身既是发动机又是推进器，航空推进系统包括发动机、进气道和喷管。活塞式发动机、涡轮轴发动机或涡轮螺旋桨发动机只将燃油化学能转换为机械能，拉力靠空气螺旋桨或旋翼产生，以活塞式发动机为动力的推进系统由发动机和螺旋桨或旋翼组成。航空推进系统按工作原理可分为两大类，即直接反作用式和间接反作用式（见图）。直接反作用推进系统中，发动机本身就是推进



航空器推进系统分类

器。发动机向外高速喷射工质，对发动机施加反作用推力，推进航空器运动。属于这一类的航空发动机有：涡轮喷气、涡轮风扇、冲压喷气和组合发动机。间接反作用推进系统中，发动机只输出机械能，推进器（螺旋桨或旋翼）产生航空器运动所需的推力或拉力。属于这一类的航空发动机有：活塞式、涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机。几乎所有航空发动机都从大气中吸入空气作为工质，因此又称为吸空气发动机。

（撰写：陈大光　审订：陈　光）

hangkong tuijin xitong shuzhi fangzhen

航空推进系统数值仿真　numerical simulation of aircraft propulsion　利用计算技术和通信技术将多种学科进行综合，以便对航空发动机工作中的复杂物理过程及时地、经济有效地进行数值模拟分析的技术领域。涉及的学科包括气体力学、结构力学、传热学、燃烧学、声学、控制理论和航空材料等。对多学科进行综合，需要以下技术：(1) 综合相关学科进行跨学科分析的技术；(2) 利用恰当复杂程度的模型对部件和子系统共同工作进行综合分析的技术；(3) 开放的模块式程序结构设计技术；(4) 高性能并行计算技术；(5) 推进系统数值仿真系统各模块间的数字通信技术。航空发动机数值仿真能迅速地对发动机方案进行优化；在设计阶段对发动机各种使用状态进行仿真，对可能出现的问题进行细致分析，寻求解决途径。因而它能大量减少大尺寸发动机零部件和发动机试验调试工作，有效地降低发动机研制费用和缩短研制周期。推进系统数值仿真是正在发展的新技术，它在发动机研制中占有极重要的地位。（撰写：陈大光　审订：陈　光）

hangkong weixian tianqi

航空危险天气　aviation hazard weather　危及航空活动安全的天气，如大风、低云、低能见度、积雨云、雷暴、沙

暴、雪暴、龙卷风、低空风切变以及使飞机造成中等强度以上的积冰、颠簸等天气。上述危险天气不仅影响飞机的稳定性和操纵性，还危及飞机起飞、着陆和航行的安全。为保障飞行安全，有关部门都制定有危险天气标准，气象部门据此进行实时保障。当有可能出现危险天气时，要预先发布警报；当已经出现后，要及时发布危险天气通报。

（撰写：王学永　修订：王吉昌　审订：薛顺来）

hangkong weixing yidong yewu

航空卫星移动业务　aeronautical mobile satellite service (AMSS)　一种采用卫星通信实现的航空移动业务。利用静止卫星进行通信，原则上只要在赤道上空均匀配置三颗静止卫星可覆盖全球除高纬度（75 度以上）地区。当然利用静止卫星也可构架本国或地区性的航空卫星移动业务（AMSS）。利用低轨道和中轨道卫星也可提供 AMSS 业务，这样将消除盲区，减少延迟时间，降低设备费用和运行成本。目前，能提供全球 AMSS 服务的只有国际海事卫星组织（INMARSAT）。AMSS 工作在分配给它的专用频段，利用卫星中继站进行数据和语言通信，鼓励多用户共用一个系统。数据通信时采用比特协议，与 ATN 完全兼容。INMARSAT 提供的 AMSS 通信系统由三部分组成，即卫星转发器、机载地球站（AES）和地面地球站（GES）。卫星转发器是用来接收AES、GES 发来的信号，加以变频和放大后转发给 GES、AES。AES 是飞机上的 AMSS 通信设备，包括天线和收发信机，AES 与其他机上电子设备接口提供话音和数据通信。GES 是地面上的 AMSS 通信设备，包括天线、C（或 Ku）频段、L 频段收发信机、信道单元及网络管理设备。　（撰写：薛文安　审订：周其焕）

hangkong wuxiandian gongsi

航空无线电公司　Aeronautical Radio, Inc. (ARINC)　美国的一家以航空运输业、政府及其他企业为服务对象的非营利性公司。创建于 1929 年 12 月。股东包括 15 个国家的 50 余家航空公司、飞机制造厂、航空电子工业及设备制造商。总部在美国马里兰州。它的主要业务有：(1) 通信与信息技术，有地面安全跟踪与报告系统（GSTARS）和全球链服务系统（GLOBALink），含集中自动相关监测系统、高频全球链、卫星全球链、甚高频 ARINC 通信寻址报告系统全球链。(2) 信息网络与管理系统：目前有 3 套网络系统，数据通信网络与管理系统；移动资产跟踪服务系统，为公路和铁路运输提供货品及集装箱的管理与跟踪；以及光纤网络和控制管理系统，为政府和公路铁路系统向其用户提供实时信息的服务。(3) 工程服务，提供各专项工程的论证、分析、评估、实施、管理等服务。(4) 航空行业服务，为协调和指导，成立了一些专业委员会，有航空电子工程委员会（AEEC）、航空电子维护会议（AMC）、飞行模拟器工程和维护会议（FSEMC）、频率管理（FM）及航空频率委员会（AFC）。AEEC 编制适用于航空电子与设备的 ARINC 标准，已成为事实上的航空电子国际标准。ARINC 标准的原则是保证“外形、安装、功能、接口”方面的标准化，确保了设备和系统的通用性、互换性、降低成本、促进竞争。到 1999 年，ARINC 标准共有 4 个系列共 158 种。　（撰写：陆润生　审订：金德琨）

hangkong wuxiandian jishu weiyuanhui

航空无线电技术委员会　RTCA, Inc. (RTCA)　美国航空电子领域内的一个非营利性社会团体。其活动是按协商一致的原则，对航空、通信、导航、监视及空中交通管理，即 CNS/ATM 及有关领域，向美国政府和航空界提出建议，并编纂制订 RTCA 标准，旨在解决航空事业进展需求，并促进技术概念的发展。自建立起到现在，它对美国政府起到了联邦咨询委员会的功能。所以从 1935 年成立以来一直沿用了“航空无线电技术委员会”（Radio Technical Commission for Aeronautics）的名称。20 世纪 90 年代初，注册为社会团体的法人组织后，仍沿用了原名缩写的 4 个首字母为名，但 RTCA 4 个字母并不再具有任何实际意义，然而所起的联邦咨询委员会的功能仍然不变。它所制订的航空电子标准文件，即 DO 文件为美国联邦航空管理局技术标准规定（TSO）所引用。一些著名的标准，如 DO-160 系列、DO-178 系列已被一些非航空领域所采用。RTCA 采用会员制，共 200 余个会员单位，其中国际会员单位 40 余个，包括我国的中国航空无线电电子研究所。RTCA 的主要活动是各方专家义务参加的具有特定任务的特别委员会，最终形成各项建议及各种标准文件。RTCA 的主要收入是各会员单位缴纳的年度会费。RTCA 目前出版的有效标准文件 104 种，定期出版是双月刊《RTCA 通报》。　（撰写：陆润生　审订：金德琨）

hangkong wuqi

航空武器　airborne weapon　又称机载武器。旧称航空兵器、航空军械。军用航空器所装备的各种武器的总称。现代航空武器种类繁多，用途各异，分类方法多种多样。按装药不同，分为常规与非常规航空武器；按有无制导，分为制导与非制导武器；按飞行弹道，分为弹道式、巡航式、半弹道式武器；按使用方式，分为航空射击武器和轰炸武器；按对目标的杀伤效应，分为硬杀伤和软杀伤武器；按发展进程，分为传统航空武器和新概念航空武器。还可按载机不同、攻击目标不同分类。

为使用方便，一般按航空武器的结构特点分为若干大类，然后按需要再进一步细分。目前，常用航空武器类别是：航空机炮（枪），航空炸弹，航空火箭弹，空空导弹，空地导弹，航空鱼雷，航空水雷，空投地雷。

（撰写：柯愉　王祖典　审订：刘永恒）

hangkong wuqi xitong

航空武器系统　airborne weapon system　又称机载武器系统。军用航空器的各种武器及相关装置的硬、软件综合系统。航空器作为武器的投射平台，在广义上应归属于航空武器系统之列。把不含航空器的航空武器系统称为机载武器系统更为确切。按载机不同，现代机载武器系统可分为歼击机武器系统、歼击轰炸机武器系统、强击机武器系统、轰炸机武器系统、直升机武器系统等。

每一种机载武器系统由下列功能块组成：(1) 用于武器瞄准、控制和管理的航空火力控制系统；(2) 用于武器安装、悬挂和投射的武器装置，如轰炸装置、射击装置和发射装置；(3) 用于直接杀伤摧毁目标和完成特定任务的航空武器。

在歼击机中专门用于拦截轰炸机的截击机，早期多以空空火箭弹为主攻武器，以航空机炮为助攻武器；有的则以空空火箭弹为唯一攻击武器。为了对付日益增强的空中威胁，愈来愈多的截击机装备空空导弹，取代了空空火箭弹、有的甚至取消航空机炮，只装备空空导弹。近代局部战争证明了航空机炮作为近距空战武器的重要性。现代歼击机均配备 1～2 门 20～30 mm 航空机炮，与中、远距拦射空空导弹和

近距格斗空空导弹配合使用，并采用以数字计算机为核心的航空火力控制系统。

经过两次世界大战和近代历次局部战争，尤其是 1991 年的海湾战争，轰炸武器发生了很大变化。现代攻击飞机上的轰炸瞄准系统，已与导航系统综合成为导航攻击系统或轰炸导航系统，并将与飞行控制系统、能量管理系统和悬挂物管理系统综合成为自动机动攻击系统。通过数据传输总线将各火力、武器控制分系统与其他军用航空电子分系统联网，构成统一控制、管理与显示的综合航空电子系统。

（撰写：柯 恂 王祖典 审订：刘永恒）

hangkong wuqi zhuangbei

航空武器装备 air weapon 航空兵所用武器及其技术保障设备的统称。通常包括航空器（含动力装置及机载设备）和航空军械（含航空枪炮弹、炸弹、火箭弹、导弹等）。空军武器装备的重要组成部分，构成空军战斗力的主要物质基础。从 1903 年莱特兄弟制造首架飞机起，随着科学技术的进步和空中作战的需要，航空武器装备以飞机为主线迅速发展，正逐步实现电子化、自动化、系统化、标准化。航空武器装备的发展，对于捍卫国家主权和领空安全，遂行作战任务，有着十分重要的作用。（撰写：梁万义 审订：朱宝鎏）

hangkong xianqi jishu kaifa

航空先期技术开发 aeronautical exploratory development 我国航空科研的一个阶段，属航空预先研究的范畴。指偏重于通过试验件、原理样机试验或计算机模拟研究发展成能实用的单项技术的科研阶段。（撰写：王道荫 审订：金允汶）

hangkong xinghao yanzhi

航空型号研制 engineering development of aviation products 又称航空工程发展。我国航空科研的一个阶段，是航空预研向产品生产转化和过渡的阶段。指根据使用要求将已有科研成果转化为能实用新产品的科研活动。其任务是根据航空型号的使用要求，通过设计、试制与试验、试飞定型等阶段的工程活动，研制出在技术、工艺、性能、经济、可靠性等方面均能满足要求的产品。（撰写：王道荫 审订：金允汶）

hangkongxue

航空学 aeronautics 应用多门科学技术，通过工程方法，研究如何实现在地球大气层内飞行和建造航空器工程实践的综合性技术科学。

（撰写：诸家鼎 修订：金允汶 审订：张昌龄）

hangkong yanjiu yu fazhan

航空研究与发展 aeronautical research and development 又称航空科研。航空科学技术研究开发活动的总称。指在科学技术活动中，为了获取航空领域的新知识，以及利用已有新知识去开发应用于航空的新技术、新材料、新工艺和新的航空产品等，所进行的创造性工作。它的范围包括航空预先研究、型号研制和后继工程发展等工作。

（撰稿：金允汶 审订：张昌龄）

hangkong yaogan jishu

航空遥感技术 aerial remote sensing technology 利用航空器不直接与地物目标接触而感知地物地貌性质与状态的技术。任何物体都有不同的电磁波反射或辐射特征。航空遥感就是利用安装在航空器上的遥感器感测地物目标的电磁辐射特征，并将特征记录下来，供识别和判断。用于航空遥测的航空器有高空气球、飞机、直升机等。遥感系统由遥感器、遥感平台、信息传输设备、接收装置以及图像处理设备等组成。遥感器装在遥感平台上，可以是照相机、电视摄像机、多光谱扫描仪、成像光谱仪、微波辐射计或合成孔径雷达等。图像处理设备对地面接收到的遥感图像信息进行处理（几何校正、滤波等）以获取反映地物性质和状态的信息。判读和成图设备把经过处理的图像信息提供给判释人员直接判读，或进一步用光学仪器或计算机进行分析，找出特征，与典型地物特征进行比较，以识别目标。按常用的电磁谱段不同，遥感方式又可分为可见光遥感、红外遥感（包括近红外遥感、中红外遥感、远红外遥感等）、多谱段遥感、紫外遥感和微波遥感等。现代遥感技术的发展趋势是由紫外谱段逐渐向 X 射线和 γ 射线扩展，从单一的电磁波扩展到声波、引力波、地震波等多种波的综合。（撰稿：金允汶 审订：张昌龄）

hangkong yiliao housong

航空医疗后送 aeromedical evacuation 又称空运后送或伤病员航空后送。用航空器将伤病员空运至后方进行救治的过程。尤其在战时，它已被公认是最迅速、安全、舒适和经济的后送方法，能提高伤员的治愈率，减少死亡率。组织较大规模的伤病员空运时，应根据任务、装备和救治单位等情况，建立相应的指挥、飞行、卫勤保障机构，按照分区分级救治的体制组织空运，并在空中实施继承性的医疗护理。空运前，做好检查伤情和处置工作，正确掌握空运的适应症和禁忌症。后送飞机上所载的医疗设备应根据机型、所载伤病员的数量和病情配备。药品、器械要精干，便于使用。一般要求体积小，重量轻，便于装卸，并能耐受飞行中振动、气压和温度的变化。空运时影响伤病员的主要因素有：气压变化、缺氧、噪声和振动等。在选择和运送伤病员时，应考虑上述因素对病情的影响，并采取相应防护措施。

（撰写：樊树桐 审订：袁修干）

hangkong yisheng

航空医生 flight surgeon 为飞行人员服务的医疗保健医生。职责是维护飞行人员心身健康，提高其工作效能和保障飞行安全。具体任务是：(1) 通过观察、询问和检查，及时发现影响飞行的身体和精神病症并做出能否飞行的医学结论；(2) 参加体格检查和飞行人员伤病治疗工作；(3) 指导飞行人员正确使用防护救生装备及应急医学处置；(4) 向飞行人员进行有关医学教育；(5) 对飞行人员的饮食、起居、生活环境和体育训练等进行卫生指导和监督；(6) 协助制定飞行人员健康疗养计划；(7) 参加遇险人员的寻找和救护以及飞行事故的医学调查；(8) 提出飞机座舱和个体防护救生装备存在的问题及改进意见等。航空医生应经普通医学和航空医学训练，具有预防医学、临床医学和航空医学的理论和技能。航医制度始于第一次世界大战。目前各国飞行部队都编配航空医生，成立专门训练机构。民航也采用了类似的编制。

（撰写：郭树森 国洪章 审订：袁修干）

hangkong yixue

航空医学 aviation medicine 研究载人航空器在地球大气层飞行中出现的各种医学问题的一门综合性学科。旨在维护

飞行人员身体健康，提高飞行劳动效率，保证飞行安全。它是医学科学的一个分支，通常分为航空生理学、航空卫生学、航空心理学、航空临床医学、飞行人员医学鉴定学、航空卫生勤务学、航空生物动力学、航空生物医学工程学、民航医学等专科。研究范围主要是：(1) 研究航空活动中各种环境因素(如缺氧、气压变化、高低温、超重、冲击、振动、噪声等)对人体的影响以及减轻或消除不良影响的防护措施；(2) 开展人机系统工程的研究，并从生理心理学角度对座舱布局、信息显示、操纵系统提出要求；(3) 研究制定飞行人员的医学、心理学选拔方法和标准以及飞行人员常见病、多发病和航空性病症的早期诊断、健康鉴定标准和防治措施；(4) 研究飞行劳动负荷的特点及评定方法，提出各种飞行卫生保障措施和日常保健措施，制订航空生理、心理训练方案；(5) 研究飞行事故和航空救生方面的医学问题，提出相应的改进意见；(6) 研究民用航空乘员(包括旅客)的舒适、健康、空中救治及航空港的检疫等民航医学问题；(7) 开展航空卫生勤务研究；(8) 研制模拟航空环境条件的地面或空中专项测试设备或仪器(如低压舱、载人离心机、空间定向障碍模拟器、空中生理功能的遥测仪等)。现代航空医学已延伸为航空航天医学。中国的航空医学始于 1932 年，当时只培训航空军医以及服务于螺旋桨飞机的飞行卫生保障；20 世纪 50 年代以后，得到了迅速发展，建立了航空卫生保障、航空医学研究、航空医生训练、飞行人员体检和医疗等机构，培养出一支专业配套的航空卫生专业队伍，形成了一套具有中国特色的航空卫生保障制度，取得了许多航空医学科学研究成果。未来的航空医学将进一步向医学、工程学相结合的综合性学科发展，以更好地解决航空条件下人—机—环境—任务相互适应的问题。

(撰写：王 辉　审订：袁修干)

hangkong yibiao

航空仪表 aircraft instrument 为飞行人员提供有关飞行器及其系统信息的设备。航空仪表与各种控制器一起形成人机接口，使飞行人员能按飞行计划操纵飞行器。仪表提供的信息既是飞行人员操纵飞行器的依据，同时也反映出飞行器被操纵的结果。从 20 世纪 30 年代起，一些国家相继规定飞机上必须配备能完成盲目飞行的一定数量的基本仪表，其中包括空速表、高度表、陀螺地平仪、航向陀螺仪、升降速度表和转弯倾斜仪。60～70 年代，主要发展是仪表数字化、小型化、综合化和智能化。80 年代是采用大屏幕彩色 CRT 显示仪，整个仪表板简化成只有少数几个(例如 4～6 个)主要综合仪表和几个必要的备份仪表。90 年代是用大屏幕 (17 cm × 17 cm) 高分辨率 (1024 × 1024 个像素) 的彩色液晶平板显示仪 (liquid crystal display，LCD) 取代彩色 CRT。90 年代后期由于微机电系统 (MEMS) 的发展，已出现不少集成传感器的产品和小型化系统 (miniature system)。其体积、重量、耗电功率都显著减小，而可靠性则大大提高。21 世纪，MEMS 将会更广泛地应用在航空仪表中。航空仪表一般分为飞行仪表、导航仪表、发动机仪表和系统状态仪表 4 大类。

(撰写：黄俊钦　审订：王占林)

hangkong yingyong jichu yanjiu

航空应用基础研究 aeronautical applied basic research 中国航空科研的一个阶段，属航空预先研究的范畴。指以航空为背景，探索与其有关的自然规律，扩大和丰富航空科学的基础性、前瞻性研究活动。其任务是通过理论分析和实验，发现新现象，获得新知识、新概念和新原理，认识有可能用于航空工程的自然规律。 (撰稿：金允汶　审订：张昌龄)

hangkong yingyoug yanjiu

航空应用研究 aeronautical applied research 我国航空科研的一个阶段，属航空预先研究的范畴。指在航空领域，针对某一特定的实用目标，探索应用基础研究或其他基础研究成果用于发展航空技术的可行性和实用性的创造性研究工作。一般有两类课题：一类是探索已发现的科学规律和理论知识借以解决技术发展中的实际问题；另一类是为产品发展中出现的技术问题寻求解决方法和理论依据。航空应用研究的任务和内容是，为基础研究和应用基础研究成果开辟应用途径，解决航空领域内带有普遍性的实际问题，为先进航空产品或其分系统提供新的设计概念、设计方法、技术原理。

(撰写：崔登元　修订：金允汶　审订：张昌龄)

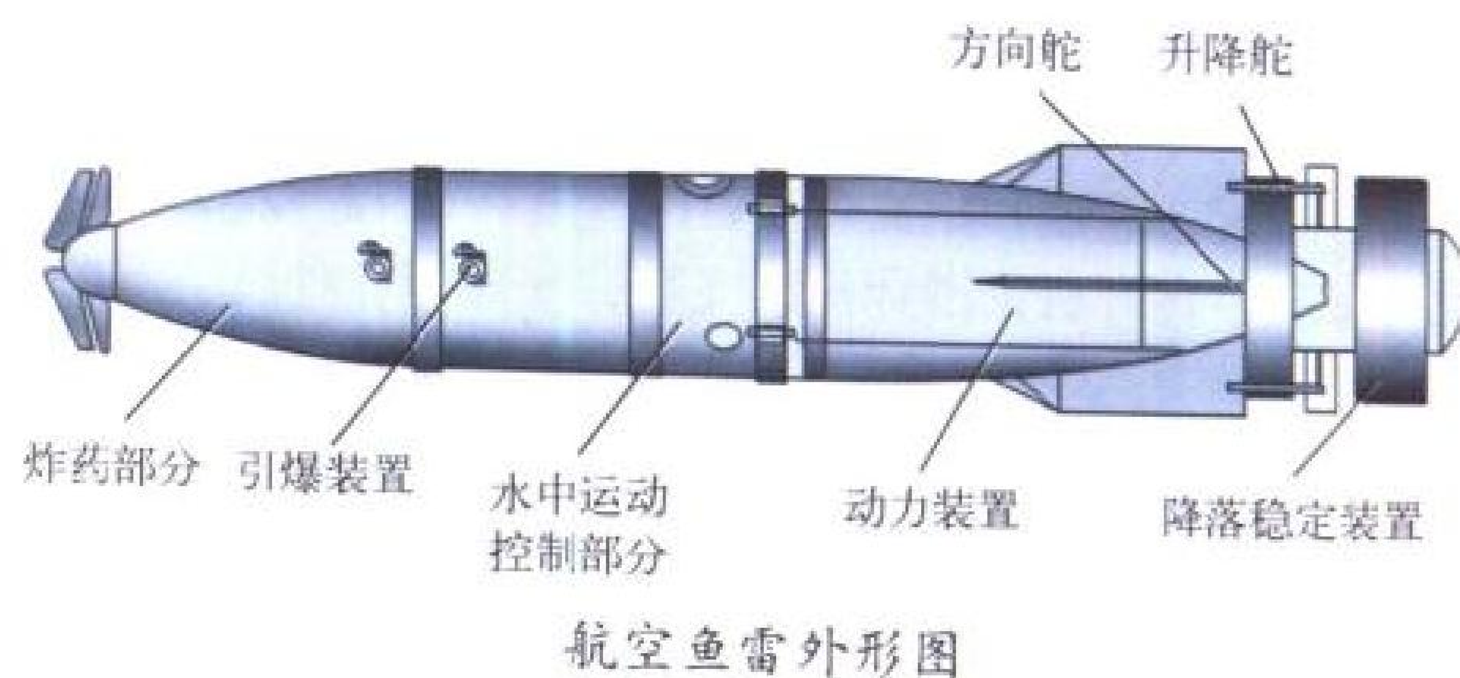
hangkong yongci diandongji

航空永磁电动机 aircraft permanent magnet motor 用永磁体建立激磁磁场的电动机。直流电机的永磁磁极一般放在定子边，交流电机则在转子边。电枢与一般电磁式电机相同。由于永磁磁极不需电源，所以其结构简单，工作可靠，效率高，适合在航空航天领域应用。20 世纪 70 年代稀土永磁的出现，进一步扩大了永磁电动机在航空航天领域的应用。钐钴永磁材料的最大磁能积为铝镍钴永磁材料的 4～5 倍，矫顽力为其 6～7 倍，且有直线性去磁曲线，显著改善了电机性能，减小了电机体积重量。稀土永磁直流电动机磁极有径向磁铁、弧形磁铁、环形磁铁、端面磁铁和内圆柱磁铁等 5 种形式。交流永磁电机稀土磁转子有径向磁钢、横向磁钢、轴向磁钢，爪极式和串并联磁路复合励磁等多种结构。磁极结构不同，电机特性也就不同。

(撰写：蒋宗荣　审订：杨燕生)

hangkong yulei

航空鱼雷 aerial torpedo 又称空投鱼雷。由军用航空器携带和投放用于攻击水面/水中目标的水雷(见图)，也可用于破坏船坞或水坝等建筑物。



航空鱼雷外形图

航空鱼雷一般分为带伞和不带伞两种。不带伞的航空鱼雷通常在超低空投放。航空鱼雷与一般鱼雷相似，由炸药部分、引爆装置、动力装置和水中运动控制部分组成。带伞空投鱼雷则在尾端连接一短圆柱形的伞盒。航空鱼雷由空中投放后，引导伞首先被拉出和张开，再由引导伞将减速导向伞从伞盒中拖出并张开，对下落的鱼雷减速导向。入水瞬间，借助于冲击力使伞盒与鱼雷的连接自动解锁，在水的阻力作用下，解锁的伞盒及伞同鱼雷自动分离，鱼雷则向目标航行。

小型航空鱼雷的直径为 320 mm 左右，其长度不大于

3000 mm、重约 200～300 kg，目前多用于反潜。其水下航行是按事先贮存于鱼雷内计算机的战术逻辑进行一系列的搜索、跟踪、丢失目标和再搜索等方式进行控制，因此，鱼雷具有很强的水下捕捉、追踪和攻击目标的能力。

大型航空鱼雷直径在 450 mm 以上，长度大于 600 mm，重约 1200～2000 kg，主要用于反水面舰艇，也用于破坏港口设施。它具有变深航行和不变深航行两种接近目标方式。变深航行是鱼雷在远离目标时，为了使其处于良好的制导工作环境，应在大深度航行；在接近目标时，再爬至所设定的攻击深度，并驶向目标实施攻击。

航空鱼雷在投放前，由载机火控系统根据准确探测的目标特性，经处理后，对鱼雷设置其制导工作方式、攻击方位和攻击航向等初始数据。（撰写：刘海军　审订：王祖典）

hangkong yuxian fazhan

航空预先发展　aeronautical advanced development　中国航空科研的一个阶段。指预先研究和型号研制间的一个衔接阶段。（撰写：金允汶　审订：王道荫）

hangkong yuxian yanjiu

航空预先研究　aeronautical advanced research　简称航空预研。在航空产品立项研制前所进行的全部系统的、创造性的科研工作的总称。工作内容包括新原理、新技术、新材料、新工艺、新设备、新型元器件、新部件、新系统等的研究和试验验证，目的是为研制先进产品服务，增强发展后劲。（撰写：崔登元　修订：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong yundong

航空运动　aerosport　航空体育运动的简称，又称体育航空。利用航空器在空中进行的体育活动，包括运动员升空的各种飞行竞赛和表演项目以及运动员不升空的航空模型运动。1905 年在巴黎成立了国际航空联合会，组织协调航空体育运动的开展。中国在 1964 年建立中国航空运动协会，负责领导航空运动。

航空运动通常分为：(1) 飞机飞行运动——指带动力飞机的飞行运动。流行的运动项目有竞速飞行、特技飞行、自制飞机飞行、老式飞机飞行和旋翼机飞行等；(2) 滑翔运动——利用初级滑翔机或高级滑翔机作翱翔飞行，滑翔竞赛运动包括飞行高度、速度和距离等项目的比赛；(3) 跳伞运动——包括从飞机、直升机、滑翔机、飞艇、气球等各种航空器上的跳伞和地面跳伞塔跳伞，此外还有高空跳伞（7000 m 以上）、夜间跳伞、水上跳伞、表演跳伞等项目；(4) 航空模型运动——航空模型是一种不载人的、重于空气的小型航空器。航空模型运动是一项科技性很强的体育航空项目，它包括航空模型的设计、制作、放飞、动力装置的制作和调整等方面的技术，涉及许多学科知识，对于普及航空知识和技能、促进航空事业发展有很深远的意义；(5) 热气球运动——采用燃烧丙烷的热空气气球，进行升空高度、定点着陆、飞行距离和续航时间等项目的竞赛。

（撰写：刘明道　修订：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong yunli

航空运力　air transport capacity　航空运输企业载运旅客、行李、货物和邮件的能力（参见可用座公里和可用吨公里）。（撰写：刘　平　审订：孟昭荟）

hangkong yunshu

航空运输　air transport　包括军事航空运输和民用航空运输。军事航空运输参见军事空运。民用航空运输指使用航空器从事定期或不定期飞行，把旅客、行李、货物、邮件从一地运往另一地的交通作业，是综合运输系统的一个组成部分。民用航空运输分两大类，即国际运输和国内运输。国际航空运输是根据与当事人签订的合同，无论运输有无间断或者转运，运输的始发地、目的地或约定的经停地之一不在一国境内的运输。国内航空运输是根据与当事人签订的合同，运输的出发地、约定的经停地和目的地均在同一国境内的运输。航空运输的特点是速度快、机动性强、安全舒适和国际化。（撰写：孟昭荟　审订：刘　平）

hangkong zhadan

航空炸弹　aerial bomb　见兵器卷。

hangkong zhanlanhui

航空展览会　air show, aviation exhibition　指对有关航空产品和航空技术以图片、模型、实物及飞行表演等形式所进行的大型展示活动。早期的航空展览会是一种娱乐活动。后来许多国家建立起航空工业，航空展览会便成了一种商业活动。20 世纪 60 年代以后，航空展览会在促进国际合作方面起到了积极作用。国际航空展览会的主办单位一般是航空工业协会一类民间组织或国际贸易协会等一类贸易组织。航空



中国国际航空航天博览会（珠海）

展览会就其内容和规模可分为综合性展览会和各种专业性展览会。国际综合性航空展览会规模较大，近来都与航天展览相结合成为航空航天展览会，除展示飞行器产品实物外，还有航空器飞行表演。在国际上影响较大的有巴黎航空航天展览会（1909 年开始，逢单每两年举办一次，通常在 6 月份），英国范堡罗国际航空航天展览会（1948 年开始，1962 年后逢双每两年举办一次，通常在 9 月），德国柏林国际航空航天展览会（前为汉诺威航展），莫斯科国际航空航天展览会和新加坡国际航空航天展览会等。中国自 20 世纪 80 年代开始在北京举办国际航空航天展览会，1996 年在珠海首次举办带飞行表演的国际航空航天博览会，均为两年一次，一般在 10～12 月份。此外，还有各种专业展览会，如直升机展览会、机载设备和地面保障设备展览会等，中国在上海、北京都定期举办这种展览会。（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

hangkong zhencha

航空侦察　aerial reconnaissance　使用航空器在空中对地面/地下、水面/水下以及空中情况进行侦察的活动。具有获

取信息时效性强，目标影像直观，可以在短时间内获取宽大正面、深远纵深情况等特点。分为战略航空侦察、战役航空侦察和战术航空侦察。侦察手段有目视、光学、激光和雷达



图 1 美国 TR-1 侦察机

等。随着电子、红外和遥感等技术的发展，还有专门侦察敌方雷达和无线电通信的航空电子侦察，并能在复杂气象条件下和夜间实施侦察。



图 2 前苏联米格-25P 侦察机

（撰写：梁万义 审订：朱宝鎏）

hangkong zhizao

航空制造 aeronautical manufacturing 航空产品加工制造和生产管理活动的总称。它包括航空产品的制造过程和加工方法（参见航空工艺）以及航空工业的生产模式和生产的组织管理等领域。因此，它的含义比“航空工艺”更为广泛。

（撰写：金允汶 审订：张昌龄）

hangkong zidong wuqi

航空自动武器 airborne automatic weapon 航空机枪和航空机炮的统称。安装在军用航空器上能自动连续发射弹丸的武器。口径小于 20 mm 的航空自动武器称为航空机枪，简称航枪或机枪。口径大于 20 mm 的航空自动武器称为航空机炮，简称航炮。

航空自动武器除枪（炮）管、枪（炮）身外，还有保证自动连续射击的进弹、锁膛、打火、开膛、抽壳、抛壳及控制射击等机构。射击时，撞针击发底火，点燃发射药产生高压气体，推动弹丸射出炮口。借助火药气体压力或外部能源带动基本构件后退、前冲或旋转，基本构件再带动上述机构完成连续射击的各项动作。按自动机工作的方式分类，有管退式、气推式、转膛式、转管式和链式；按自动机取得能源的方式分类，有内能式（发射炮弹产生的火药气体压力）和外能式（电机或液压马达）。

航空自动武器具有口径小、射速高、重量轻、后坐力小、可靠性高、操作简便、效费比大等特点，可用于空中格斗、反坦克、支援地面战斗、阻滞作战、指示目标等。为增大初速，改善膛内烧蚀状况，以液体发射药为动力的液体炮，以电磁力为动力的电磁炮和以气体作工质的气体炮正在发展之中。

（撰写：史家科 审订：王祖典）

hanglu

航路 air route, airway 供飞机在两地之间飞行的有一定高度和宽度范围的空域。分为国际航路和国内航路。航路中心线是沿航路各导航台位置点的连线。航路宽度一般为 20 km，并有规定的高度上、下限。根据高度上、下限的不同，分为高空航路和中低空航路。

（撰写：管 德）

hangludian hangduan

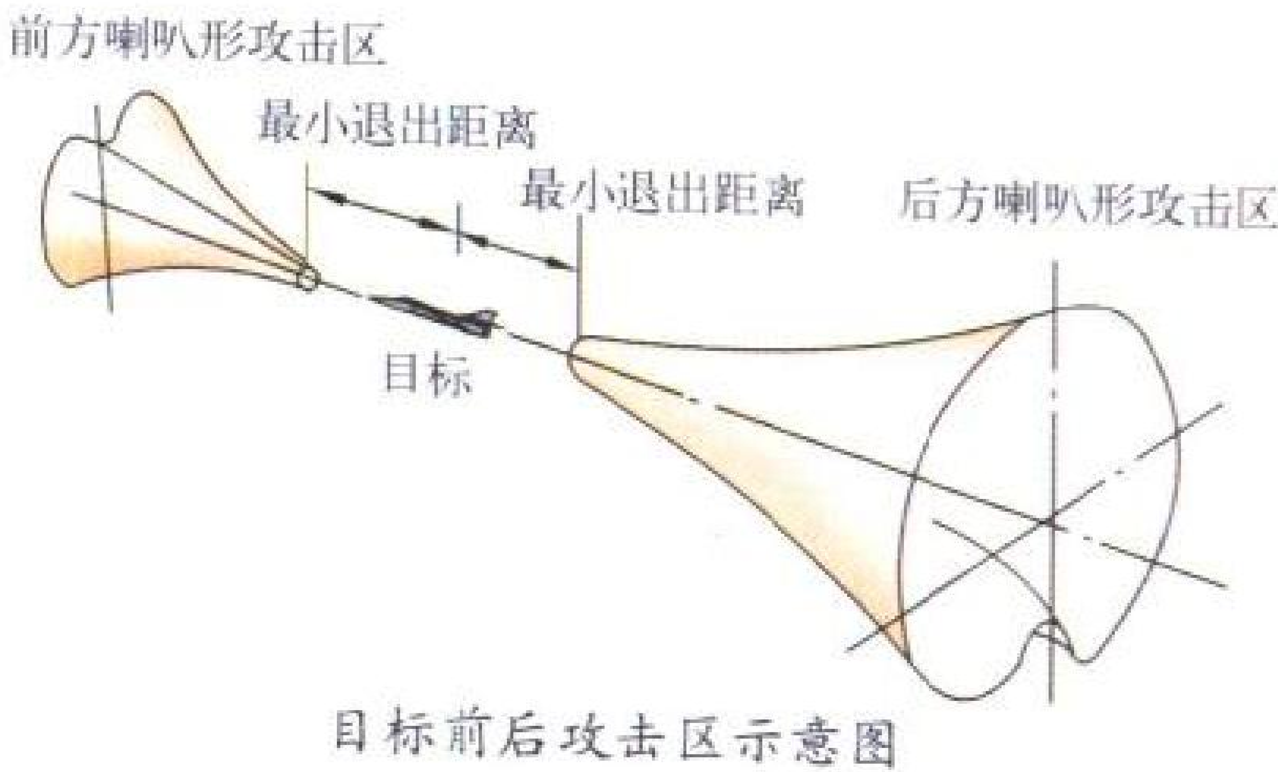
航路点／航段 way point / track leg 飞行中预定要经过的参考点称为航路点。相邻的二个航路点之间的最短连线叫航段。飞行器从甲地飞往乙地，途中要经过若干个预定的地点，这些点通常是导航台所在地或者是有明显的地标。如图所示。



（撰写：张宏诚 审订：王纪倏）

hangpao gongjiqu

航炮攻击区 allowable attack zone of aerial gun 载机能够对目标顺利进行航空机炮瞄准射击的区域。攻击区的大小及形状由武器的射程、火控系统作用距离及总修正角范围、前置追踪时的极限过载，以及最小退出距离所决定。图表示机炮攻击区的空间概念。



目标前后攻击区示意图

（撰写：夏英明 审订：王祖典）

hangtian feiji yibiaoban

航天飞机仪表板 instrument panel of space shuttle 图示是哥伦比亚号航天飞机的仪表板。在正副驾驶员正前方各装一套 T 形布局的飞行仪表，与现代飞机上常用的仪表相比，做得轻而小，仪表显示的参数多、量程大。例如 T 形布局仪表中上方的姿态指引仪，不仅 3 个姿态角的量程都是 0°～360°，



哥伦比亚号航天飞机仪表板

在指引仪中的上、右、下方还有姿态角速度的指示。姿态指引仪的下方是水平情况指示器。其左侧的竖直带式仪表有迎角、纵向加速度、马赫数、当量空速4个指示器；右侧的竖直带式仪表有高度变化率、气压高度、备用的高度变化加速度、无线电高度指示器和HSI上方的两个数字显示器。左、右两侧T形布局仪表的正上方各有一套事件顺序指示器（红色所示）。仪表板的中央装有相似的3个阴极射线管（CRT）多功能显示仪，这是航天飞机仪表中最突出的特点。几乎所有空间轨道飞行时需要显示的各种参数都分别由这3个CRT显示仪显示。航天员可用键盘选择所需显示的参数。上排两个CRT显示仪之间的两个大仪表分别是：上方为操纵面位置指示器，下方是告警显示板。（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

hangxian

航线 air route 供飞机在两地之间飞行的有一定高度范围的空域。分为固定航线和临时航线。航线没有宽度范围，而是沿途各导航台位置点的连线。这里所说的航线，不是在两个城市之间任意连的直线或任意划的弧线。

（撰写：管　德）

hangxian xukezheng

航线许可证 airline operating license 政府主管部门批准空运企业经营某航线的许可证。航空运输企业在开国内航线前，提出航线经营许可申请，经主管部门审定在机组配置、航线维修、所使用机场、空中交通管理等方面符合有关规定后，颁发航线经营许可证。航空运输企业获得航线经营许可证应具备规定的条件，并承担经营中的民事责任。

（撰写：刘　平　审订：孟昭荟）

hangxiang baochi

航向保持 heading hold 自动驾驶仪的一种工作模态。在飞行过程中使飞机在所要求的航向上保持不变。当飞机受到扰动后偏离给定航向，航向偏差信号使自动驾驶仪给出控制指令，由伺服执行机构控制舵面，使飞机回到原来的航向位置。（撰写：王宗学　审订：王占林）

hangxiang caozong

航向操纵 directional control 产生偏航力矩或直接产生侧力，从而改变飞机航向运动状态量的操纵。由驾驶员踩脚蹬使方向舵偏转来实现。当右脚蹬向前时方向舵向右偏转，从而产生使机头向右偏转的偏航力矩。左脚蹬向前时情况相反。当动力不对称（如一侧发动机停车）、有侧风或飞机作盘旋而造成气流不对称，使飞机上出现偏航力矩时，必须进行航向操纵。实际飞行中航向操纵和横向操纵经常不可分。如有侧风时，不但产生偏航力矩，而且也产生滚转力矩，为了平衡飞机就需同时操纵方向舵和副翼。又如偏转方向舵时，将同时产生偏航力矩和滚转力矩。因此，航向和横向操纵常合称为横侧操纵。（撰写：肖业伦　审订：顾诵芬）

hangxiang tuoluo

航向陀螺 directional gyroscope 又称陀螺航向传感器。自转轴保持水平状态，外环轴沿地垂线方向，飞机转弯时输出飞机航向信号的二自由度陀螺仪。早期的航向陀螺带有一个调整手柄，在飞机作水平直线飞行时间较长时，特别是在转弯前，用调整手柄调整它的读数和磁罗盘一致，以消除漂移误差。转弯和盘旋时，主要以它的读数为航向的基准；后来便与远读磁罗盘组成陀螺磁罗盘。上述调整工作伺服系统会自动完成，输出的是磁航向信号。航向陀螺也向自动驾驶仪和其他控制系统提供航向信号。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

hangxiang xitong

航向系统 direction system 在陀螺磁罗盘的基础上发展起来的航向系统。它以航向陀螺仪为基本测量元件，测量和记忆大圆航向，用地磁或天文航向传感器校正航向陀螺仪输出的信息，以获得磁航向或真航向。合理选择3种航向传感器的组合方式可使各传感器输出的航向信息相互修正，从而把常值或慢变化的航向测量误差（例如陀螺仪的漂移）减小到最准确的传感器的误差水平，并可消除快速变化的测量误差（例如磁航向传感器的摆动误差）。当飞机作大圆航行、进入长时间盘旋或作机动飞行时，可不用磁修正或天文修正、单独使用航向陀螺仪测量大圆航向，这时必须引入纬度修正。当飞机进入南北极地区飞行时，可采用天文修正或单独使用航向陀螺仪的工作状态。航向系统采用能指示各种航向与方位角的综合指示器，便于统一指示和判读，并可向自动驾驶仪、自动领航仪与电子综合显示仪等输送航向信号。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

hangxiang xiahua xinbiao

航向/下滑信标 localizer/glide slope 仪表着陆系统引导飞机进近着陆时在水平和垂直两个正交平面内分别作方位和下滑引导所需的地面信标。早期采用过比相制信标，目前都采用比幅制信标。航向信标台安装在跑道末端外约300 m处，沿跑道中心线面向飞机进近着陆方向发射两束在水平面内左右并置略有重叠的波束，其载频和强度均相等但调制频率不同，左波束90 Hz调幅，右波束150 Hz调幅，当飞机飞行在跑道中心线时为等信号区，当飞机偏左或偏右时，90 Hz或150 Hz占优势，偏离指针（航道杆）指示偏右或左，说明飞机应向右或左修正。下滑信标台安装在跑道一侧接地点附近，面向进近下滑路线（一般为3°仰角）发射两束在垂直平面内上下贴近的波束，此上/下波束用90 Hz/150 Hz调幅，当飞机低于或高于下滑道时，150 Hz或90 Hz信号占优势，偏离指针（下滑指针）偏上或偏下，说明飞机应向上或向下修正。航向信标工作于甚高频（VHF）频段108.1～111.9 MHz，下滑信标工作于超高频（UHF）频段329.15～334.8 MHz，两者频率对应配置，规定了20个使用频道。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

hangxiang zitai jizhun xitong

航向姿态基准系统 directional attitude reference system 又称全姿态陀螺仪。由两个二自由度陀螺仪组成，测量飞机航向、俯仰角和滚转角的传感器。用垂直陀螺输出的滚转、俯仰信号控制双轴平台随动系统，将航向陀螺安装在该双轴平台上而组成全姿态陀螺仪。它结构紧凑，精度较高，能在各种飞行状态下输出飞机的航向、俯仰和滚转角信号。为了提高精度，航向陀螺和垂直陀螺的内外环轴上均可采用旋转轴承，同时采用精度较高的同步传输系统，其误差约为0.5°～1°。航向陀螺可与磁航向传感器或其他航向传感器组成精度较高的陀螺磁罗盘或航向系统。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

hangxingdeng

航行灯 navigation light 便于在黑暗中辨认飞机位置和运动方向，防止飞机在空中或地面碰撞而显示飞机外廓的机外灯光信号装置。航行灯采用功率为数十瓦的航空用低压白炽灯泡作光源并带有反射镜和滤光罩。航行灯有装在机翼两端的翼尖灯（左红、右绿）和装在机尾的尾灯(白色)。翼尖灯的灯光水平扩散角为110° 左右，尾灯为140° 左右。颜色色度按国际照明学会（CIE）规定的三色坐标系统表示，以便与星光或地面灯光相区别。能见距离取决于飞机飞行相对速度和飞行员从看清航行灯到做完机动转弯所需的时间。各种飞机的航行灯飞行方向光强为30～150 cd，在7000 m高度时能见度达15～20 km。尾灯最大光强为3～50 cd。航行灯可以有连续工作和闪光工作两种工作状态。当飞机防撞灯发生故障时，航行灯应按“红—绿—白—红—……”顺序循环闪光以代替防撞灯。在大型飞机上，为提高航行灯可靠性和加大能见距离，有时在一个灯具内装几只灯泡。

（撰写：丁道宏 审订：杨燕生）

hangxing ditu

航行地图 aeronautical map 供飞行器领航用的一种特制地图。航行地图是将有关的规定、限制、标准、数据和地形、地貌等以一定的图表形式集中编绘出版，提供给飞行以及各种飞行有关人员使用的各种图的总称。可以分为航空地形图和特种航图两大类。

航空地图分为1：1000000世界航空地图，1：500000航空地图和小比例尺（1：2000000至1：5000000）航空地图。航空地图除和一般地图一样标有城镇、河流、山川、湖泊等地形地貌外，通常还应标有机场、航路、空域、空中走廊、空中禁区、导航设施等。有的还在图上标示出本次飞行的航线、航线起点、转弯点以及航线检查点，注示各段飞行诸元以及与飞行有关的各种信息。特种航图分为航路图、区域图、标准仪表进场图、标准仪表离场图、机场图、机场地面运行图、停机位置图和机场障碍物A型、B型、C型图等。

航行地图是飞行领航的主要工具，是飞行、领航人员辨别方向，识别地标，确定飞机位置，完成各种飞行任务的重要依据。（撰写：朱国新 修订：段国林 审订：周双全）

hangxing qingbao baozhang

航行情报保障 flight information support 由航行情报部门提供保证飞行安全、正常和效率所需要的各种情报资料。包括航路、航线、空中走廊、机场、导航、气象、空中交通管制等各方面的信息。需根据飞行任务的需要和时限的要求，制定通报航行情报的方式、方法和内容。

（撰写：黄东辉 修订：李忠孝 审订：周双全）

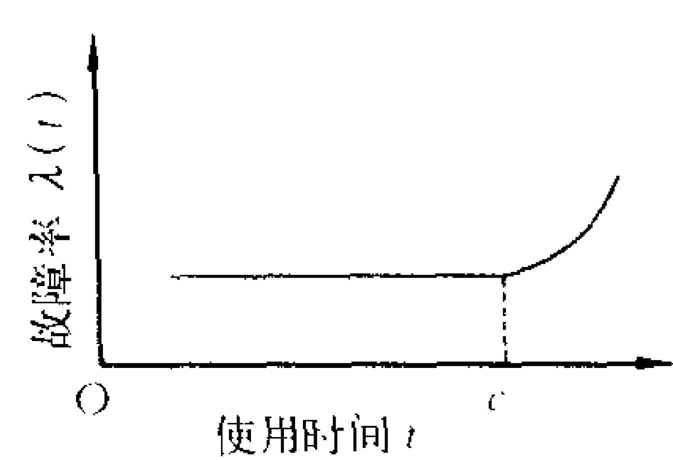
hangzhan

航站 air station 又称航空站。规模较小的民航运输机场。其机场等级较低，设施比较简单，通常是地方航线或支线机场，大多分布在各省、自治区内交通不太发达的地方。

（撰写：王立群 审订：马建新）

haosun guzhangqi

耗损故障期 wear-out failure period 又称耗损失效期。产品瞬时故障率$\lambda(t)$随使用时间的增加而迅速上升的产品使用期(见图)。耗损故障包括老化、疲劳、腐蚀、磨损等。并非所有产品都有耗损故障期，只会出现一两种故障模式的简单产品和有薄弱环节的复杂产品才会有耗损故障期。对有耗损故障期的产品来说，耗损故障期是接着随机故障期出现的。对会有耗损故障期的重要产品，应作预防性维修（视情维修或定时维修），以避免它进入耗损故障期；若无适用而又有效的预防性维修工作可做，就要修改产品设计。



耗损故障期示意图

c点以外的区间为耗损故障期

（撰写：王立群 审订：耿荣生）

haoyoulü

耗油率 specific fuel consumption (SFC) 又称单位燃油消耗率。每小时喷入发动机的燃油质量与发动机推力之比。对于喷气发动机，它表示发动机产生1 daN推力时每小时所消耗的燃油量。对于活塞式发动机、涡轮轴和涡轮螺旋桨发动机，耗油率为燃油质量流量与轴功率或当量功率之比。耗油率是发动机重要性能指标之一。在海平面静止条件下，现代军用加力喷气发动机的起飞状态耗油率约为2 kg／(daN · h)；民用高涵道比涡轮风扇发动机的起飞状态耗油率约为0.3～0.5 kg／(daN · h)；涡轮螺旋桨或涡轮轴发动机的起飞状态耗油率为0.25 ～ 0.4 kg／(kW · h)。

（撰写：张 津 审订：陈大光）

helangun motai

荷兰滚模态 Dutch roll mode, lateral oscillation mode 又称横侧振荡模态或飘摆模态。对应于横侧运动特征方程的一对共轭复根的飞机横侧小扰动运动模态。在该模态中，滚转角、侧滑角和偏航角量级相同，后两者大小尤其接近，且偏航略超前于滚转，即当飞机左偏航时伴随着右滚转，右偏航时伴随着左滚转，如此反复作周期性振荡。飞机重心大致沿直线航迹前进。因飞机的运动颇似荷兰人的滑冰动作而得名。由于此模态频率较高（周期约为数秒），驾驶员不易控制，影响飞机瞄准射击等要求精确姿态的飞行，故对其模态特性提出多方面的严格要求，包括频率、阻尼及模态比值。增加垂直尾翼面积和臂长来增大航向静稳定性，适当减小机翼上反角来减小横向静稳定性，对本模态是有利的。但应该注意由此产生的对螺旋模态的不利影响。随着飞机向高空高速发展，荷兰滚模态特性有恶化的趋势，可采用偏航阻尼器等自动控制装置来加以改善。

（撰写：刘同仁 审订：肖业伦）

heneng hangkong fadongji

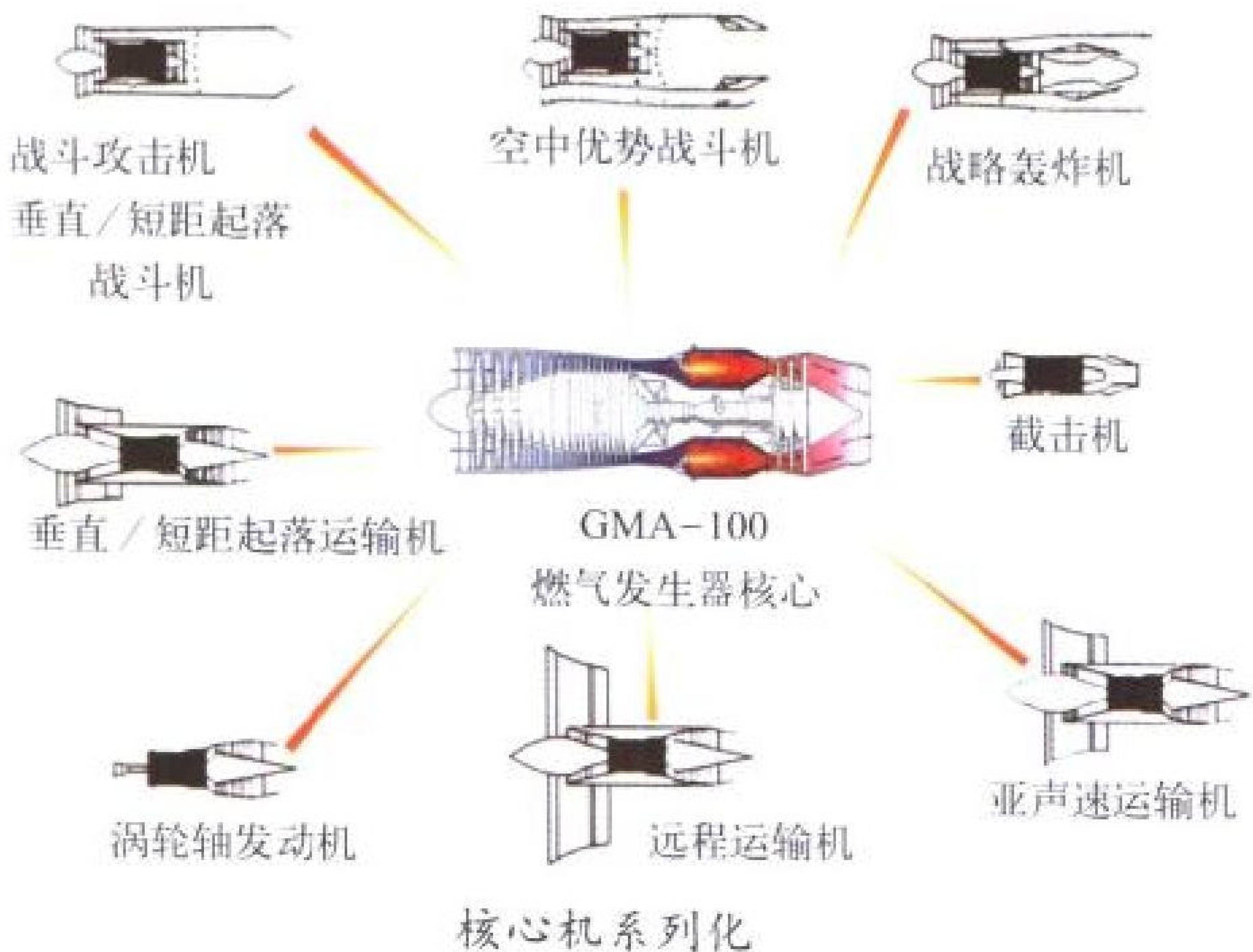
核能航空发动机 nuclear aero-engine 又称原子能航空发动机。使用核燃料的一种航空发动机。利用核裂变所发出的巨大热量对发动机的工质（空气）直接或间接加热，以获得大量的高温燃气。这些燃气从发动机高速排出产生反作用推力。第二次世界大战以后，一些国家对这种发动机进行了研究，曾在轰炸机上作过试验，但未获成功。如美国在20世纪40年代末即着手研究在飞机上应用核能发动机，但由于技术复杂，防护装置太大，当时又没有与之相适应的大型飞机，这项计划到1960年被撤消。后来随着C-5A大型飞机的出现，美国洛克希德飞机公司又考虑在TF 39发动机上使用核燃料，并用机身中部安装核反应堆的C-5A飞机进行了

试验，但一直未见装有核能发动机的C－5A 正式使用。发展这种发动机的主要困难在于核裂变过程中会辐射出大量的中子和γ射线。这些射线对人体、结构材料和设备都有严重危害，为此，必须在反应堆外安装笨重的铅、钢和混凝土等防护层，致使飞机结构重量过大，难以满足航空的要求。因此目前对核能航空发动机的研究工作基本处于停顿状态。

（撰写：侯志兴 审订：陈 光）

hexinji

核心机 core engine 多转子燃气涡轮发动机中由高压压气机、燃烧室和驱动高压压气机的高压涡轮等三个部件以及有关附件组成的发动机核心部分。将应用研究中和探索发展中得到的三个先进部件和先进技术组成核心机，在真实发动机



核心机系列化

环境下评估核心机技术性能、成本和耐久性。将这些经过验证的硬件与技术转移到工程发展时就能减小风险，缩短工程发展的周期，降低成本。在核心机的基础上经必要的修改后，配上从其他研究计划得到的风扇、低压涡轮、加力燃烧室、控制系统和传动系统等，就可以以低的风险研制出覆盖一定推力（功率）范围，满足不同用途的一系列发动机。核心机作为技术途径是在20世纪60年代初开始采用的，至20世纪末已发展了七代核心机。在这些核心机的基础上已经成功地研制出许多军、民用发动机。核心机计划作为预先发展的重要内容，较好地解决了发动机与飞机机体研制进度的协调问题。因此，这种途径得到愈来愈广泛的采用。图中示出了一种典型核心机及由其发展的一系列发动机。

（撰写：方昌德 审订：陈 光）

heishi

黑视 blackout 当正加速度过载达到较高值时，人的中心视觉和周边视觉都消失，视物成黑色一片的一种视力障碍。如在 $+4g_z \sim +5g_z$ 作用时可能发生黑视。

（撰写：詹长录 审订：袁修干）

henggongyouliang tiaojieqi

恒供油量调节器 constant fuel flow regulator 在油门杆位置一定时，保持供给发动机的燃油流量不变的调节器。推收油门杆时，通过改变供油量来改变发动机转速。因此，这种调节器不能自动控制转速，只有靠驾驶员手动来调节供油量才可以保持转速恒定。流过油门开关的燃油流量为

$$G_T = \mu A_K \sqrt{2g\gamma\Delta p_K}$$

式中 G_T 为流过油门开关的燃油重量流量；μ 为油门开关流量系数（可近似为常数）；A_K 为油门开关流通面积，决定于开关位置（即角度 α_K）；Δp_K 为油门开关前后压差。

这种通过保持油门开关前后油压差一定来保持供油量不变的原理称为定压差原理。这种调节器也称为定压差流量调节器。它主要由油门开关、定压差活门和随动活塞等元件组成。此外，还有一种按定压原理工作的恒供油量调节器，称为定压流量调节器。其燃油流量为

$$G_T = \mu_m A_K \sqrt{2g\gamma(p_{K1} - p_B)}$$

从式中看出，在 $p_{K1} \gg p_B$ 时，只要油门开关前油压 p_{K1} 恒定，就可以大体上保持供油量恒定。这种恒供油量调节器在许多发动机上都得到了应用。（撰写：楼根良 审订：王洪铭）

hengsu chuandong zhuangzhi

恒速传动装置 constant speed drive unit 简称CSD装置。装在航空发动机上把发动机变化的输入转速转变为恒定的输出转速，用于传动航空发电机的装置。有电磁机械式和机械液压式等几种。电磁机械式恒速传动装置依据电磁滑差原理制成；滑差越大滑差损耗越大，所以仅适用于小容量交流电源。机械液压式恒速传动装置由差动游星齿轮、液压泵、液压马达、调速器、保护器和油路系统等构成。差动游星齿轮的输入轴和发动机输出轴相连，补偿齿轮和液压马达相连，输出轴和发电机相连。在某一发动机转速时，液压马达不旋转，输出转速等于额定转速。若发动机转速变化而使发电机转速偏离额定值时，调速器起作用，使变量泵打油量改变，液压马达转速改变，补偿齿轮转速相应改变，使输出转速回到额定值。发电机所需功率由发动机经齿轮系直接传送和经泵马达传送两部分组成，且以前者为主。其工作可靠，效率较高，得到广泛应用。（撰写：严仰光 审订：杨燕生）

hengsu hengpin dianyuan xitong

恒速恒频电源系统 constant speed constant frequency AC electrical power generating system 简称CSCF电源。主电源交流发电机转速恒定以产生400 Hz、115/200 V三相四线制交流电的飞机电源系统。主电源由恒速传动装置、无刷交流发电机和控制器构成。恒速传动装置是介于航空发动机与发电机之间的中介机构，将航空发动机变化的输入转速转变为恒定的输出转速传动交流发电机；由于发电机转速不变，故输出电压的频率（400 Hz）也不变。

（撰写：严仰光 审订：杨燕生）

hengliang

桁梁 longeron 机体结构中承受由弯矩引起的轴向力的纵向构件。它与桁条和纵向局部加强件共同构成机身结构的纵向骨架。桁梁与桁条的区别为，桁梁是主承力构件，它所受的轴向力较桁条大，所以截面积也较桁条大。在低速小飞机上通常采用的桁梁式机身结构中多采用4根桁梁式设计。此时，每根桁梁承受轴向力，4根桁梁组合在一起可承受机身的纵向力矩。这种结构多用于在机身段有较多大开口的情况，例如战斗机的前机身。

（撰写：冯元生 修订：赵秀丽 审订：任源博）

hengliangshi jiegou

桁梁式结构 longeron structure 见半硬壳式结构。

hengtiao

桁条 stringer 机身纵向或机翼展向承受轴向力的杆状构件。在机体设计上多用于半硬壳式机身结构，由桁条和蒙皮共同承受弯矩。在机翼设计上，桁条沿机翼展向与蒙皮的内表面相连。桁条常选用角形、T形、Z形、Π形等剖面的型材，可以增加蒙皮承受局部气动载荷的刚度并在蒙皮受剪切载荷时提供支持，与蒙皮一起组成承受弯矩的主要受力构件。 （撰写：冯元生 修订：赵秀丽 审订：任源博）

hengtiaoshi jiegou

桁条式结构 stringer structure 见半硬壳式结构。

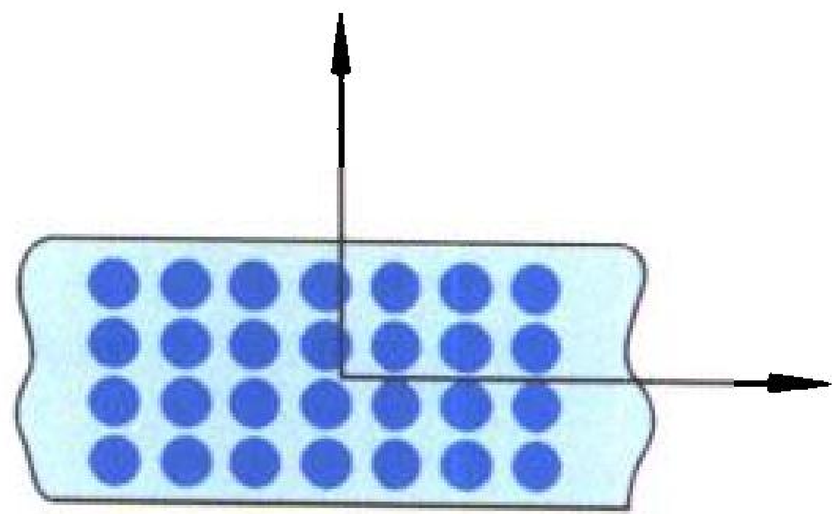
hengce yundong

横侧运动 lateral-directional motion 飞机偏离对称面的运动，包括飞机重心沿横轴的移动、飞机绕纵轴的转动（称为滚转）和绕竖轴的转动（称为偏航）。侧滑角、滚转角速度和偏航角速度是最重要的横侧运动参数。由于飞行中常常遇到侧风和需要转弯、盘旋等，所以飞机常常有横侧运动。

（撰写：刘同仁 审订：肖业伦）

hengguan gexiang tongxing

横观各向同性 transverse isotropy 指特殊各向异性材料的一种力学特性，经过其中任一点都有个特定方向的平面，在此平面内材料的弹性系数与方向无关。可以证明，

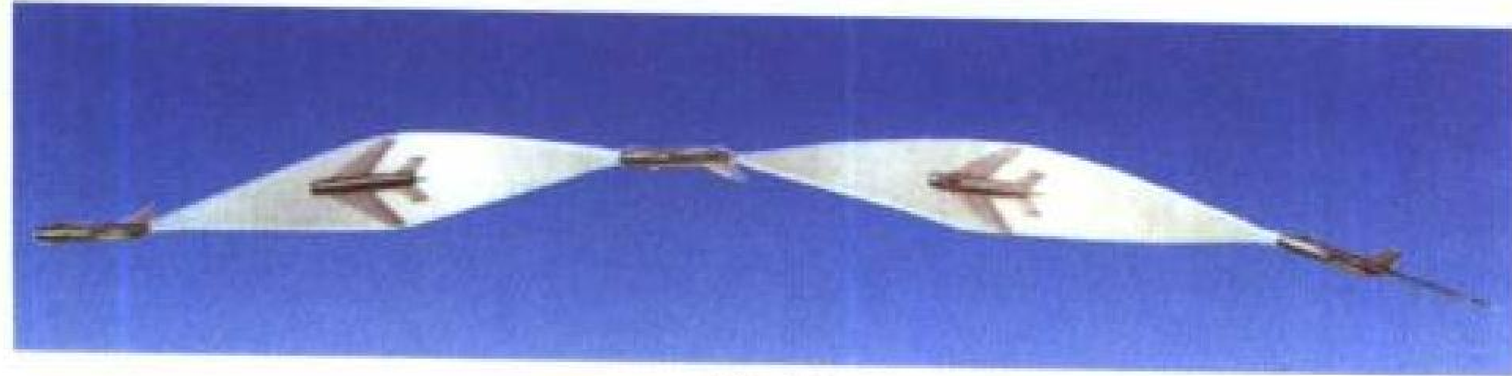


横观各向同性截面示意图

此时独立的弹性系数只有5个。例如，由单向无纬带按同一方向铺设而成的单向板，从宏观复合材料力学的观点看，垂直于纤维方向的平面，就具有横观各向同性的性质而称为各向同性面。 （撰写：张躬行 审订：郦正能）

henggun

横滚 roll 飞机绕机体纵轴滚转360°的飞行。横滚是基本特技飞行之一，也是操纵飞机滚转的基本方法。有些特技飞行就有横滚的一部分，如半滚倒转就有横滚的前半部分，半筋斗翻转就有横滚的后半部分。横滚（如图所示）按滚转速



横 滚

度分为快滚和慢滚。快滚滚转360°的时间为4～6 s，慢滚滚转360°的时间为8～12 s；横滚按高度变化分为上升横滚、下滑横滚和水平横滚；按滚转圈数分为一次横滚和多次横滚。飞行员操纵飞机作横滚时，压杆和蹬舵动作要协调一致，防止侧滑。

横滚飞行要求滚转角速度均匀，掉高度少，飞行方向不变。 （撰写：李玉璞 审订：李志强）

hengxiang caozong

横向操纵 lateral control 又称滚转操纵。通过产生滚转力矩而使飞机绕机体纵轴旋转的操纵。通常由偏转副翼来实现。当向右压驾驶杆（或顺时针方向转动驾驶盘）时，右副翼上偏，左副翼下偏，使得左翼升力增加而右翼升力减少，从而产生向右滚转的力矩。向左压驾驶杆（或逆时针方向转动驾驶盘）时情况相反。有些飞机用置于左右机翼上表面的扰流片实现横向操纵。当某一扰流片由贴附于机翼位置张开时，该机翼流线型遭到破坏，升力降低，而左右翼升力之差即产生滚转力矩。实施横向操纵还可以用差动平尾、特殊情况还可以用方向舵。

横向操纵与纵向、航向操纵不同。后两者是角度操纵，即一定量的升降舵或方向舵偏角对应着一定的迎角或侧滑角，而横向操纵是角速度操纵，即一定量的副翼偏角对应着一定的滚转角速度。 （撰写：肖业伦 审订：顾诵芬）

hongzha

轰炸 bombing 军用航空器投放轰炸武器、攻击地（水）面目标的战斗行动。轰炸是从空中对地面进行袭击的重要手段，用以消灭敌方有生力量，摧毁其技术装备、交通枢纽和作战指挥中心等。有多种轰炸方式可供轰炸时采用。按载机飞行状态分为水平轰炸和非水平轰炸；按使用的轰炸瞄准系统的种类分为光学轰炸（使用光学轰炸瞄准具）、雷达轰炸、光学—雷达交联轰炸（光学轰炸瞄准具和空对地搜索雷达交联工作）和导航轰炸。此外还有专用于训练的假定轰炸和自然光线暗淡的夜间轰炸等。

（撰写：张滋烈 审订：王祖典）

hongzhaji

轰炸机 bomber 用炸弹、鱼雷或空地导弹杀伤、破坏地面和海上目标的军用飞机。轰炸机按起飞重量、载弹量和航程的不同大致分为轻型轰炸机、中型（中程）轰炸机和重型（远程）轰炸机。轻型轰炸机又称战术轰炸机，起飞重量一般为20～30 t，航程可达3000 km，载弹量3～5 t，主要用于配合地面部队，对敌方供应线、前沿阵地和各种活动目标进行战术轰炸。中型轰炸机起飞重量为40～90 t，航程3000～7000 km，载弹量5～10 t。重型轰炸机又称战略轰炸机，起飞重量多在100 t以上，航程7000 km以上，载弹量一般超过10 t。中型和重型轰炸机主要用于深入敌后，对敌军事基地、交通枢纽、经济和政治中心进行战略轰炸。

现代高亚声速轰炸机多采用大展弦比的后掠翼，以保证飞机有较高的巡航速度和升阻比。上单翼布局形式可使机翼仅从机身上部穿过，这样，在飞机重心附近的机身内部容积可以用来放置炸弹。优点是空中投弹以后，重心不会有很大变化，便于保持飞机的平衡。现代轰炸机载油量大，除机翼内放置部分燃油外，机身内炸弹舱的前后也对称地布置有许多油箱。飞机上装有完善的通信导航设备、轰炸瞄准装置和电子干扰设备等，以保证飞机准确飞抵预定目标区域，完成轰炸任务。为抵御敌方截击机的攻击，20世纪50年代以前设计的轰炸机上普遍装有旋转炮塔。60年代以后，由于空空导弹的发展，炮塔自卫已失去意义。现代轰炸机多靠隐身、低空突防和电子战手段来提高自卫能力。

随着地空导弹、空空导弹的发展，目标的空防能力大为提高，所以战术轰炸的任务更多地由战斗轰炸机来完成。自卫能力差的轻型轰炸机已不再发展。随着战斗轰炸机航程和



美国的 B-1 轰炸机

载弹能力的提高，甚至中型轰炸机的任务也可由它来完成。战略轰炸机的造价很高，20 世纪 70 年代以后，只有美国、俄罗斯先后研制了 B-1（见图）、B-2 和图-160 战略轰炸机。冷战结束后，战略轰炸机从执行战略核打击任务为主向核打击与常规打击兼顾的方向发展，并将作为快速反应力量的一部分继续活跃在 21 世纪的战场上。

（撰写：卫本琦　修订：赵群力　审订：任源博）

hongzha miaozhunju

轰炸瞄准具　bombing sight　利用光学系统和解算装置实现对目标观测、跟踪和瞄准的机载轰炸用瞄准装置。

早期使用的轰炸瞄准具是视准式固定环瞄准具，其特点是通过偏转光学系统中的组合玻璃，达到改变固定环十字中心位置以构成轰炸用的瞄准角的目的。后来，出现了望远镜式光学系统构成的协调式光学水平轰炸瞄准具，有陀螺稳定系统，瞄准时间长，准确性较高；还出现了矢量式光学轰炸瞄准具，能自动地引入高度和空速矢量，但瞄准时间短，准确性稍差。在上述两类瞄准具的基础上出现的矢量协调式光学轰炸瞄准具，兼有两者的优点，但结构上较复杂，只能在白天和良好气象条件下使用，作用距离短，观测视场较小。为了增大轰炸瞄准时的作用距离和视场角，并能在复杂气象条件下使用，出现了轰炸雷达和轰炸瞄准具交联的雷达轰炸瞄准系统，由轰炸雷达、光学轰炸瞄准具和交联机构组成。交联机构是轰炸雷达和光学轰炸瞄准具之间的连接装置；轰炸雷达观测和显示目标，测定目标的方位角、俯仰角和斜距；轰炸瞄准具实施轰炸计算，将信号送于轰炸雷达，完成轰炸任务。　（撰写：朱培申　审订：孙隆和）

hongzha miaozhun xitong

轰炸瞄准系统　bomb sight system　又称轰炸火控系统或空对地瞄准系统。向驾驶员或自动装置提供参数，并引导飞机到达能使投放的武器命中目标的正确位置和状态的系统。它是机载轰炸武器系统的一个重要组成部分。轰炸瞄准系统通常由目标参数测量、本机运动参数测量、驾驶员控制、瞄准跟踪、信息处理、解算和显示等装置组成。

由于雷达、红外、激光和电视装置以及计算机等科技成就在航空上得到应用，新的瞄准方法不断涌现，使轰炸瞄准系统向综合化方向发展，并与导航系统组成导航/攻击系统。今后的趋势是进一步与飞行控制系统、悬挂物管理系统综合组成自动机动攻击系统。

（撰写：李克己　审订：孙隆和）

hongzha moniqi

轰炸模拟器　bombing simulator　在地面实验室条件下模拟轰炸的一种实验装置。它是训练使用、研究设计新型轰炸瞄准系统的必要设备之一，常用于新型轰炸瞄准系统的动态模拟试验和地面轰炸训练。

轰炸模拟器由目标模拟装置、座舱和计算机组成。目标模拟装置提供轰炸目标以及周围环境的影像，并给出影像相对于载机的位置、速度和加速度等。座舱相对于目标影像可作多个自由度的运动，与目标模拟装置一起模拟目标与载机的相对运动。座舱除包括执行轰炸必需的设备外，还要有音响、气压、温度等模拟设备，给人以真实感。此外，还应有检查和评价系统性能的记录、照相和显示设备。计算机采用数字式、模拟式或数模混合式电子计算机。

轰炸模拟器的操作程序与驾驶员在机上实施轰炸瞄准基本相同。操作员通过控制装置向计算机输送控制指令，计算机按控制指令“动作”。操作员目视或通过受试轰炸瞄准系统的目标观测机构，搜索、跟踪和瞄准目标，最后“投放”武器。　（撰写：李克己　审订：孙隆和）

hongzha wuqi

轰炸武器　bombing weapons　军用航空器对地面/水面目标实施攻击的一类航空武器。包括航空炸弹、航空鱼（水）雷、空投地雷、空地导弹等。航空炸弹是出现最早的轰炸武器，在第一次世界大战之初，出现了为飞机实施轰炸而专门设计的航空炸弹。在第二次世界大战期间，出现了许多专用航空炸弹、制导炸弹以及航空鱼雷和水雷。战后，为适应高速低空突防轰炸的需要，一些国家研制了低阻炸弹、减速炸弹、新一代制导炸弹、空地导弹，在朝鲜战争、越南战争和历次中东战争中广泛应用。为适应各类载机——战略轰炸机、歼击轰炸机、强击机、歼击机、武装直升机、反潜飞机遂行不同作战任务、攻击不同目标的需要，各类轰炸武器仍将继续装备并配合使用，在提高射程、威力和精度过程中，注重制导化、系列化、模块化和通用化。

（撰写：王祖典　审订：柯　恂）

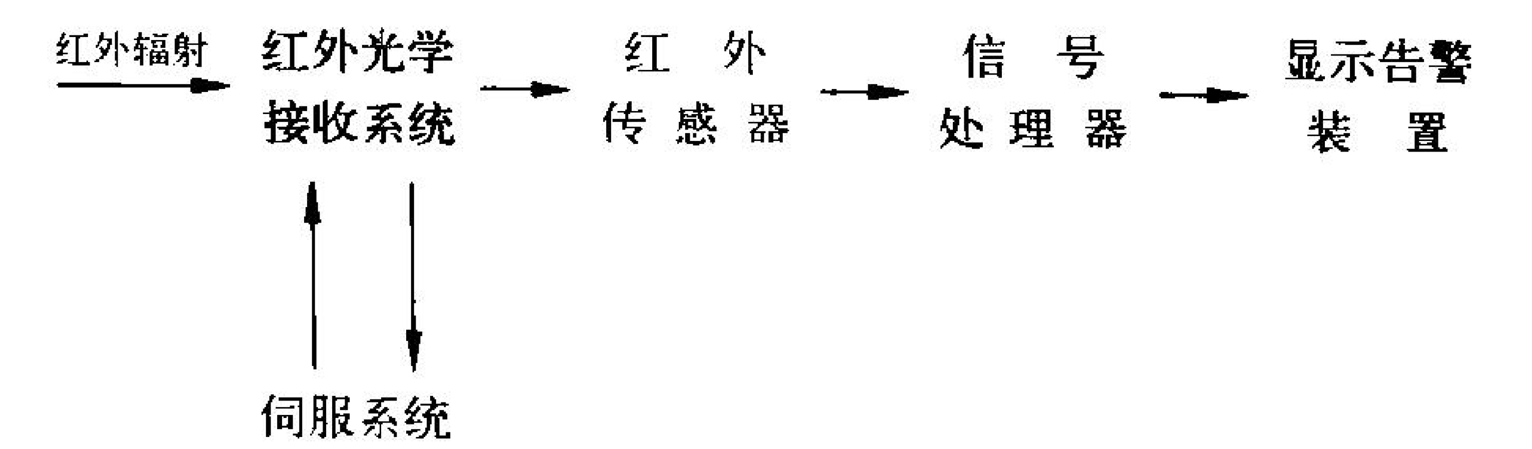
hongzha zhuangzhi

轰炸装置　bombing equipment　悬挂、投放轰炸武器的装置。早期飞机轰炸时由飞行员用手投掷弹药，后来有了专用的炸弹架以及机械式、电动式投弹操纵设备，现在已发展成为高度自动化的轰炸装置。以舱内挂弹为主的战略轰炸机，其轰炸装置还包括炸弹舱门操纵系统、伸缩式挂架操纵系统以及炸弹起挂设备等。以外挂为主的战术攻击飞机，其轰炸装置中的投弹操纵设备（参见*电动投弹器*）已由一个独立的综合管理所有机载武器的悬挂物管理系统所取代。采用标准化的挂点接口装置和机载设备接口装置以及标准形式的挂梁、挂架，可适应多种类型的悬挂物和不同型别的飞机。

（撰写：王祖典　审订：孙隆和）

hongwai daodan gaojingqi

红外导弹告警器　infrared missile approach warning equipment　利用探测导弹飞行时排气羽烟的红外辐射特性，对来



红外告警器组成示意图

袭导弹进行截获、实时分析、识别、判别其威胁程度，并按预定的判断准则进行告警的设备。主要安装在作战平台上对来袭导弹进行告警。红外导弹告警是利用导弹飞行产生的3～5 μm红外辐射，进行被动红外探测和告警。这种体制隐蔽性好，具有所有高度的高探测率，高的角度分辨率，适当的探测距离。缺点是环境背景复杂，虚警率高，且设备需要制冷，技术复杂。红外告警设备的一般组成如图所示：主要由光学接收系统、红外传感器、信号处理器及显示告警等部分组成。光学接收系统将入射的红外辐射处理后经集光装置集射到红外传感器，红外传感器将红外辐射能量转换为电信号，信号处理器完成对电信号的分析处理，判别目标的类型，并作出告警或引导红外干扰装置实施红外干扰。红外告警技术的研究重点是采用凝视多元面阵传感器、空间滤波技术、红外双波段探测技术、探测导弹气动加热的红外辐射以及采用先进的信号处理算法降低虚警率等。

（撰写：龚 渝　审订：胡民才）

hongwai daoyintou

红外导引头 IR homing head　接收来自目标的红外辐射，经转换和处理，按照导引规律给导弹的控制系统提供导引信息的弹上装置。至今，实用的红外导引头都是接收目标自身的红外辐射，以被动的方式工作。常用的红外导引头都有探测、识别、跟踪和目标特征参量测量功能，一般由光学目标位标器和电子部件组成。

红外导引头的基本工作原理是：位标器接收红外辐射，经汇聚、扫描或调制后，由红外探测器将红外信号转换成电信号，再进行前置放大等处理，然后连同信号基准输给电子部件。电子部件在频域或时域对位标器的信号进行处理，检测出目标信号，识别目标，提取误差信号，形成对目标的跟踪信号，再回输给位标器，使位标器的跟踪伺服机构实现对目标的跟踪；同时，电子部件按照导引规律的要求对目标信号进行处理，计算出制导所需的参量，形成导引信号。导引头将导引信号输给制导系统，以实现对导弹弹道的控制。

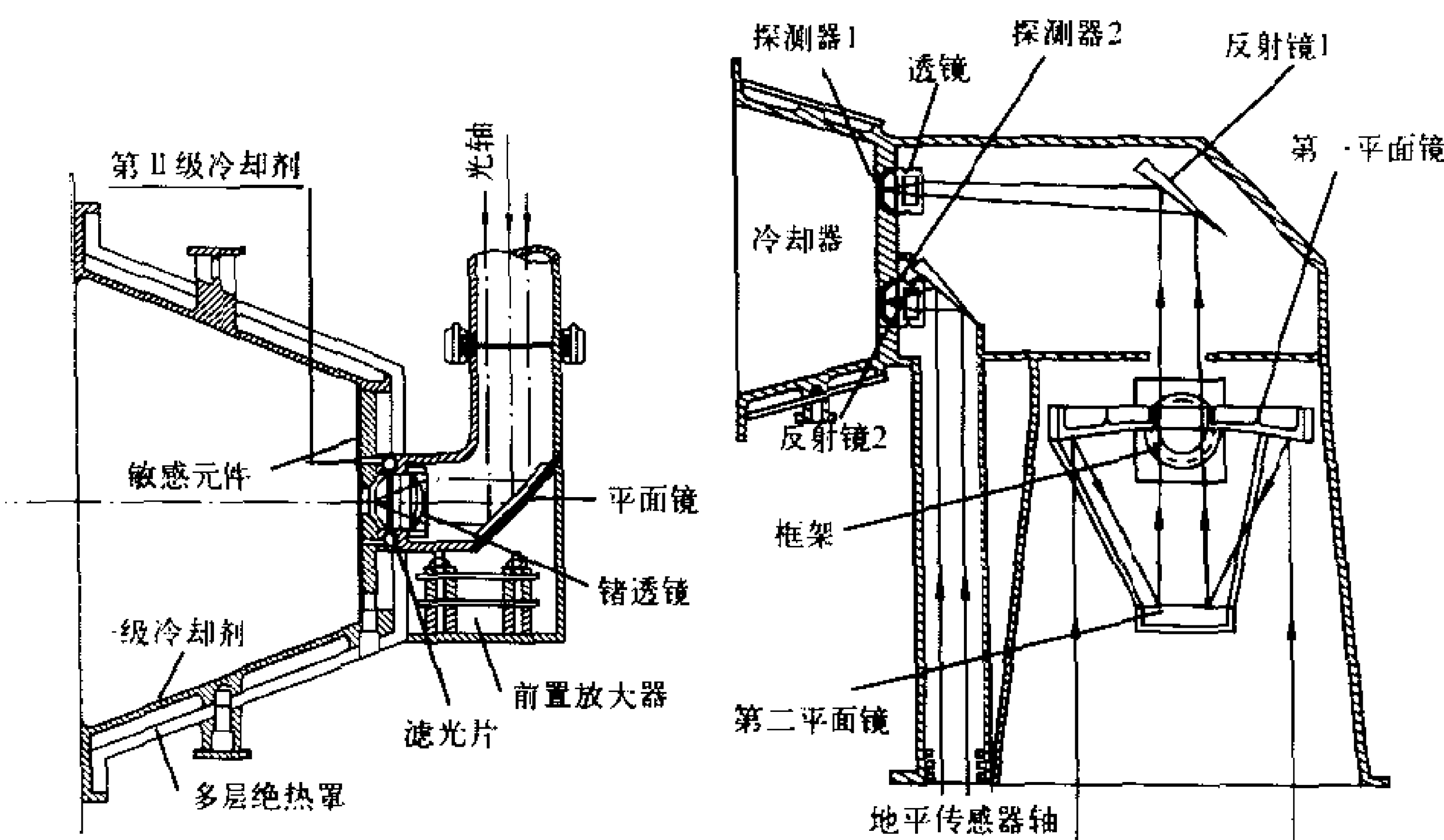
红外导引头按照红外辐射的光谱范围分为近红外、中红外、远红外以及双色或多光谱导引头。近红外导引头探测目标1～3 μm波段的红外辐射，如飞机发动机尾喷口、坦克发动机排气管的热辐射。中红外导引头探测目标3～5 μm波段的红外辐射，如飞机发动机的排气流、船舰烟筒的热辐射。远红外导引头探测8～14 μm波段的红外辐射，如飞机蒙皮、军用车辆车体、地面建筑、桥梁的热辐射等。双色或多光谱导引头探测目标两个或两个以上波段的辐射，如近红外和中红外，近红外和远红外，紫外和红外辐射等。通常双色或多光谱导引头有比单一光谱导引头更好的抗干扰能力。红外导引头按照工作原理又可分为点源探测导引头和热成像导引头。点源探测导引头在整个制导过程中将目标当做一个红外点或扩展源。这种导引头多采用单元探测器和调制盘。

红外导引头的主要性能和指标是：导引头作用距离（阈值照度），导引头视场，跟踪场和离轴角，跟踪角速度，跟踪系统带宽，输出参量精度，红外工作波段，太阳干扰区，抗人工干扰能力等。红外导引头的主要优点是导引精度高，不易受自然和人为的电磁干扰，原理和结构简单，体积小，重量轻。它虽然可以昼/夜使用，但是不能在雨、雾、烟的环境中正常工作，面对太阳使用也受到限制。

（撰写：郑志伟　审订：王祖典）

hongwai diping chuanganqi

红外地平传感器 infrared (IR) horizon sensor　又称地球传感器。用探测地球红外辐射，来建立当地垂线参考基准的仪器。以红外地平仪和地心的连线作为空间飞行器内的地垂线。红外地平传感器主要有两种：(1) 用透镜将地球的红外辐射聚焦于热敏电阻辐射计上，其俯仰和滚动精度为 ± 0.1°（$3\sigma <$ ± 0.07°），使用高度范围从125 km到2000 km。(2) 采用冷却HgCdTe红外敏感元件，其尺寸为0.1 mm×0.1mm，时间常数为200 ns，图(a)是其剖视图。它有两个独立的无源冷却器。红外敏感元件装在两个冷却器之间，这样可使敏感元件处的温度为100 K。另一种方案是红外地平传感器的冷却器和分辨率很高的辐射计或多谱扫描器等共用，其构造如图(b)所示。前者质量为4 kg，后者增加的质量只



(a) 红外地平传感器剖视图

(b) 红外地平传感器和其他设备共用冷却器的构造图

红外地平传感器

有1.5 kg。可见两个设备共用一个冷却器很有利。用热敏电阻无需冷却，比较简单。采用HgCdTe红外敏感元件，需要冷却，但其信噪比较高，响应时间快，误差较小，近似为0.007°（25.2″ <0.5′），系统误差补偿后 σ = 0.002° = 0.12′。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

hongwai fushe

红外辐射 infrared radiation　波长介于红光和微波之间，其范围约为0.76～1000 μm的电磁波辐射。对某些波长大气是透明的，较透明的波段集中在1～3 μm、3～5 μm和8～14 μm三个窗口；一般红外探测装置都必须利用这些窗口才能探测到飞行器的红外辐射。红外辐射强度与辐射体的温度密切有关，温度增高时，红外辐射强度急剧增加，并且最大红外辐射强度所对应的波长变短。当辐射体温度相同时，物体表面的材料特性、表面粗糙度以及传播介质的成分和浓度均将影响辐射体的红外辐射强度。

航空发动机上产生红外辐射的来源主要有如下两部分：(1) 暴露在外的发动机热部件，如涡轮、尾喷管等，是飞机上强红外辐射源之一，也是早期第一代红外制导空空导弹探测的主要辐射源。(2) 发动机的热燃气喷流，碳氢燃料燃气喷流中的红外辐射主要是由二氧化碳和水蒸气所产生，其红外辐射波长是非连续性的，如二氧化碳在4.3 μm附近有一个强烈的窄红外辐射带，是第二代红外制导空空导弹探测的主要辐射源。

为提高飞机的生存力，目前军用机上均考虑采用抑制红外辐射的技术措施：在航空发动机上通常采用对热喷流进行外流掺混降温或以冷气流对热喷流进行屏蔽，有些情况下采

用结构遮蔽；对热部件外露表面采用抑制红外辐射的材料、涂料或表面处理，也有的采用表面冷却措施；在喷流中喷入气溶胶添加剂，可在 2 ～ 5 μm 波段范围内使喷流红外辐射降低一个量级。 （撰写：黄熙君 审订：陈大光）

hongwai guangzi tanceqi

红外光子探测器 photoelectric detector 又称光电探测器。对红外光辐射敏感并产生与红外光辐射相关信号的器件。光电探测器一般由光敏半导体制成，当入射光子与半导体材料的电子间相互作用时，引起材料内载流子——空穴移动等电特性的变化，应用这种变化特性可制成红外光导探测器、红外光伏探测器、红外光磁电探测器等。当给光敏半导体施加一偏置时，半导体结间形成电场，受红外光辐射而产生载流子流动者称之为红外光导探测器，而在结间产生电位差者则称为光伏探测器，若将光敏半导体放在一强磁中，受红外光辐射而产生结间电压者称为红外光磁电探测器。红外探测器是红外制导导弹、前视红外瞄准吊舱、红外搜索跟踪系统的核心器件，并广泛应用于舰载、车载和单兵夜视夜瞄系统中。红外探测器对全天时探测与成像系统的发展起着关键作用。 （撰写：卢广山 审订：郑志伟）

hongwai jiaopingmian zhenlie

红外焦平面阵列 infrared focal plane array (IRFPA) 见电子卷。

hongwai rechengxiang daoyintou

红外热成像导引头 IR image homing head 又称红外成像导引头。利用目标的热图像实现导引功能的弹上装置。热成像导引头与普通红外导引头的主要区别是它不仅需要探测目标的红外辐射，而且需要探测目标的红外图像，从目标与背景的红外图像中，根据目标的图像特征和两者的差别识别目标、跟踪目标并形成导引信号。热成像导引头的探测灵敏度高，抗干扰能力强，可以应用高精度导引律实现精确制导。热成像导引头一般由成像位标器和电子舱组成。

典型的热成像导引头的工作原理是：来自目标和背景的红外辐射由成像位标器的光学系统汇聚并进行成像扫描，经成像用探测器将其转换成电信号，再经多路前置放大器或焦平面信号处理电路，将视频信号输给电子舱。电子舱的图像预处理电路首先完成视频信号的校正、滤波、成像变换和增强等处理，形成图像信号；再经图像处理电路完成图像分割、特征提取、目标识别等处理；然后由图像跟踪电路对目标图像进行跟踪处理，一路将误差信号放大、校正，输给位标器，完成对目标的跟踪；另一路输给导引信号形成电路，以便根据目标图像按给定的导引律形成导引信号，供导弹制导用。

热成像导引头的主要性能参数是：空间分辨率，温度分辨率，等效噪声温差，视场，帧频，目标识别概率，虚警概率，抗干扰能力，图像稳定精度，导引信号精度以及红外导引头光谱、跟踪、搜索等特征参数。早期的热成像导引头采用单元或仅为数元的红外探测器，需要高速而复杂的光机扫描机构，并且只能进行人工目标锁定、简单的图像处理和单一模式的图像跟踪。随后出现了采用一维扫描的线列红外探测器的热成像导引头。现在较多采用不需要光机扫描的焦平面阵列红外探测器的凝视热成像导引头。

（撰写：郑志伟 审订：王祖典）

hongwai tanceqi zujian

红外探测器组件 infrared detector assembly 红外探测器与相应配套器件组成相对独立探测功能的组合体。通常的红外探测器必须要与制冷系统、前置电路组合起来才能完成对红外目标的探测。许多探测器需要制冷系统将其制冷到低温时(如 −193℃)，才具有高的灵敏度。前置电路把光电探测器的微弱光电信号进行放大、滤波、钳位等处理，以便有效地提取有用信号。红外探测器组件是红外探测、识别、跟踪系统的核心组件。探测器、前置放大器、制冷器、处理器集成一体，能有效地降低噪声，提高信噪比，增强探测识别性能。 （撰写：卢广山 审订：郑志伟）

hongwai zhidao

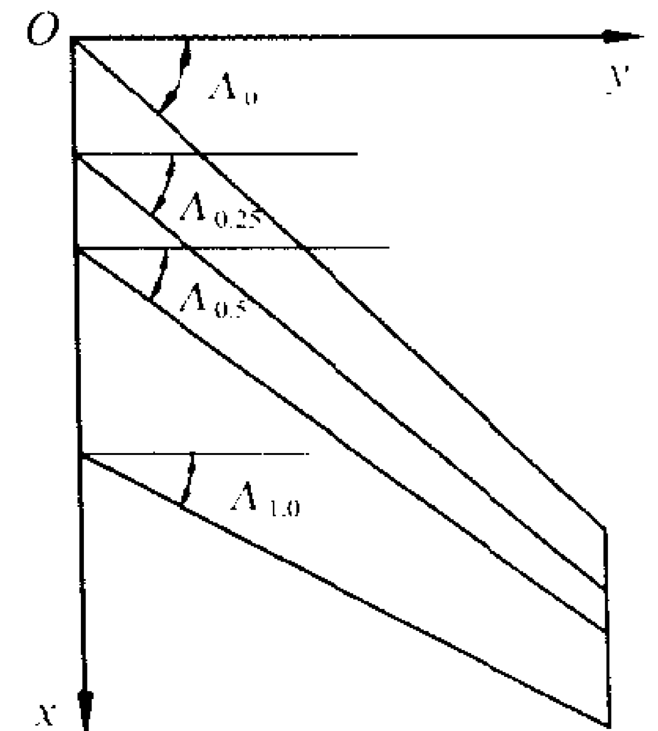
红外制导 infrared guidance 见航天卷。

houfei

后飞 backward flight 直升机具有后向水平分速的飞行，与前飞状态相对应，是直升机重要的飞行状态之一。其过程是先使直升机保持稳定的悬停，然后拉杆使直升机后飞，同时通过协调操纵使直升机保持恒定的俯仰姿态、航向和高度。 （撰写：周建新 修订：陈增江 审订：李志强）

houlüejiao

后掠角 sweepback angle 描述翼面特征线与参考轴线相对位置的夹角。机翼、弹翼、水平尾翼、垂直尾翼、前翼等翼面都可能有后掠角。以机翼为例，机翼上有代表性的等百分比弦点连线同垂直于对称面的轴线之间的夹角即后掠角。图示为几个有代表性的后掠角，图中 Λ_0 称前缘后掠角；$\Lambda_{0.25}$ 称 1/4 弦线后掠角；$\Lambda_{0.5}$ 称中弦线后掠角；$\Lambda_{1.0}$ 称后缘后掠角。后掠角表示机翼各剖面在纵向的相对位置，也即表示机翼向后倾斜的程度。后掠角为负表示翼面有前掠角。



机翼后掠角定义

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

houlüeyi

后掠翼 swept-back wing 见后掠翼飞机。

houlüeyi feiji

后掠翼飞机 swept-back wing aircraft 机翼前、后缘向后伸展（后掠）的飞机。后掠角的大小表示机翼后掠的程度。通常所指的后掠翼飞机，机翼后掠角多在 25° 以上，后掠角较小的机翼仍称平直机翼。当飞机飞行速度（确切地说是垂直机翼前缘的速度）接近声速时，机翼上表面局部气流速度将超过声速，这时会出现激波，使飞机阻力急剧增加，这部分阻力称为波阻。对于后掠机翼，垂直机翼前缘的气流速度分量低于飞行速度，所以只在更高的飞行速度下才出现激波，从而可以推迟激波的产生。后掠翼还能减弱激波强度，降低波阻。现代高亚声速客机大多是后掠翼飞机。采用后掠翼还可在不减低速度的情况下增加机翼厚度，借以增加机翼内部容积，用来装载燃油。超声速战斗机也常采用后掠机翼以提高亚声速巡航速度，减少超声速飞行时的阻力。后掠翼飞机

的缺点是机翼扭转刚度差，机翼的弯曲变形会使外翼在顺气流方向产生负的扭转，严重降低副翼操纵效率。为克服这一缺点，往往要付出增加结构重量的代价。其次是在大迎角时，气流先从翼梢部分分离，使飞机自动上仰和滚转，严重影响飞机低速飞行的安全。为防止这种现象常常需要采取附加的气动布局措施，如机翼负扭转，设置翼刀、机翼前缘锯齿和缺口等。 （撰写：乔 新　审订：赵群力）

housandian qiluojia

后三点起落架　tail wheel landing gear　又称尾轮式起落架。见起落架。

houxing jiangye

后行桨叶　retreating blade　见前行桨叶。

houxu beijian

后续备件　replenished spares　在航空装备初始备件供应期后由使用方自行采购保证装备正常使用和维修需要的备件。后续备件的供应保障由使用方规划实施，通常按初始备件供应拟定的清单及管理要求、结合使用初期的实际情况进行备件供应数据的收集、分析和评价，及时修订备件需求，调整库存和供应网点，改进供应方法，实施装备停产后备件供应计划，以保证后续备件的供应。

（撰写：侯志刚　审订：姬永兴）

houxu xunlian

后续训练　follow-up training　用户在航空装备使用阶段自行组织进行的训练。目的是保证部队不间断地掌握新航空装备的使用、维修与保障。训练对象主要是部队的空勤人员、维修人员与保障人员。这种训练主要包括改装训练、在职(技术保持和提高)训练、定期复训和演习。必要时，可请承制方协助。后续训练所需的训练装置，如座舱模拟器、维修训练器，应由承制方与航空装备同步研制与交付，其费用可按合同计入航空装备成本或由订购方另行支付。

（撰写：侯志刚　审订：王立群）

houjiting

候机厅　airport lounge　供旅客等候登乘飞机的厅室。对于有候机楼的机场，候机厅在候机楼内；对于没有候机楼的，候机厅单独存在。候机厅分隔离区内外两部分。隔离区外的部分供旅客购票、办理登机手续和等候休息用，往往设有邮局、银行、餐厅、酒吧、医务所、药房、商店、理发店、行李寄存处、娱乐场所等。旅客在办完登机手续后，可通过安全检查进入隔离区内部分。隔离区内的部分可能有一个或若干个候机室，供旅客等候直接上飞机之用；每个候机室有一个或几个登机口，通向客机坪。隔离区内往往设有邮局、商店、免税商店、餐厅、酒吧、儿童室等。

（撰写：王立群　审订：陈志伟）

huke dinglü

胡克定律　Hook's law　是由英国科学家胡克于17世纪提出的定律，表述为，在弹性范围内，变形固体的应力(σ)与应变(ε)成正比，即，$\sigma/\varepsilon=E$，式中E为弹性模量。胡克定律是材料力学、弹性力学及所有以弹性理论为基础的力学分支的基本定律。对于多维情况，胡克定律推广至三向应力与应变状态，但应力分量与应变分量仍保持线性关系，称广义胡克定律。 （撰写：何君毅　审订：张躬行）

huhang

护航　escort　歼击机航空兵为保护其他航空兵(如轰炸航空兵)顺利执行任务而进行的护送飞行。护航过程中歼击机可以与被护航的飞机混合编队，也可以保持距离，用目视联系。根据任务的需要和敌情、气象、兵力部署和飞机作战半径等条件，分为全程护航和部分地段护航。全程护航是歼击机对其他机种飞机进行全航线的护送飞行。护航飞行可以由一批歼击机进行全程护航，也可以分段由几批歼击机进行护航。部分地段护航是歼击机对其他机种飞机在某一段或几段航线上进行护航，可以由一批歼击机或几批歼击机分别担任。 （撰写：李玉璞　审订：李志强）

huwei leida

护尾雷达　tail warning radar　装在飞机尾部用以探测和警告敌机从尾部偷袭情况的雷达。安装在轰炸机或大型军用运输机尾部的护尾雷达多与航空机炮、瞄准具等配套成火控系统，用以防卫敌机从后半球进行攻击。

（撰写：林宏基　修订：许伟武　审订：包德聪）

huyilun

护翼轮　wingtip wheel　自行车式起落架的辅助机轮。装在机翼两端的最外侧，主要在飞机滑行时起维持平衡的作用。在某些情况下支撑飞机的部分重量，并在地面转弯时保证飞机的稳定性。 （撰写：杨国柱　审订：赵秀丽）

huapao

滑跑　running　飞机在起飞离陆前或着陆接地后在跑道上的加速或减速运动过程。飞机起飞的加速滑跑是指飞机滑进跑道后推油门开始增速，保持滑跑方向，按规定速度抬前轮(或尾轮)，并保持这种状态增速，直到飞机自动离地的运动过程。着陆滑跑是指飞机主轮接触跑道后的减速运动过程，包括保持方向、放下前轮、接通反推力装置、刹车、放阻力伞等项目，直到把速度减小至滑行速度，脱离跑道进入滑行道。滑跑距离越短，表明飞机的起飞和着陆性能就越好。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

huaqiaoshi qiluojia

滑橇式起落架　skid landing gear　用滑橇代替机轮的起落架。用在雪地或冰面上起降的飞机上。



滑橇式起落架

（撰写：赵秀丽　审订：任源博）

huashui baohu

滑水保护　hydroplaning protection　保证飞机在滑水中止时

机轮可恢复转动的一种安全措施。飞机在有积水、融雪或结有薄冰的跑道上滑跑时，由于轮胎与跑道之间结合系数很低，很容易发生机轮锁死的现象，刹车机轮的制动和转弯功能几乎消失。在严重的滑水情况下，一旦机轮停止转动，即使完全解除刹车也不能使机轮恢复转动，以致在滑水停止后，防滑系统仍不能消除机轮锁死。为此，通常从飞机上的惯性参考系统引入速度信号到防滑控制盒的参考速度回路，以保证在滑水中止时，机轮可以恢复转动。目前还只有少数机种设有滑水保护。（撰写：胡枫梧　审订：杨燕生）

huaxiang

滑翔 glide 见空滑。

huaxiangji

滑翔机 glider 没有动力装置、重于空气的固定翼航空器。它可由飞机拖曳起飞，也可用绞盘车或汽车牵引起飞，更初级的还可从高处的斜坡上下滑到空中。在无风情况下，滑翔机在下滑飞行中依靠自身重力的分量获得前进动力，这种损失高度的无动力下滑飞行称滑翔。在上升气流中，滑翔机可像老鹰展翅那样平飞或升高，通常称为翱翔。滑翔和翱翔是滑翔机的基本飞行方式。现代滑翔机主要用于体育运动，分初级滑翔机和高级滑翔机。前者主要用于训练飞行，有双座和单座两种；后者主要用于竞赛和表演，有的还可以完成各种高级空中特技，如翻筋斗和尾旋等。

滑翔机具有与飞机显著不同的狭长机翼，机身外形细长，呈流线体。机体表面光滑，甚至打蜡，借以提高滑翔机的升阻比，减小滑翔飞行中的下滑角。人们常用滑翔比（滑翔中前进距离与下沉高度之比）来衡量滑翔性能的优劣。由滑翔飞行的平衡关系可知，滑翔比与升阻比相等。现代高级滑翔机的升阻比最高已超过 50。有的滑翔机机翼上还装有可操纵的减速板，用于在必要时增加阻力，或是在着陆下滑时调整下滑角，以便在指定地点准确着陆。现代滑翔机采用强度高、重量轻的材料制造。主要结构材料有木材、层板、织物、铝合金和玻璃钢等。20 世纪 70 年代以后出现了用碳纤维复合材料制造的高级滑翔机。

（撰写：路湛明　修订：赵群力　审订：任源博）

huaxing

滑行 taxiing 驾驶员操纵飞机在地面滑行道上或水面上，按规定速度的运动过程。水上飞机在水面上滑行亦称滑水。小速度飞机也可以在机场土跑道上滑行。滑行一般是指飞机起飞前从停机坪滑行到起飞线，着陆时脱离跑道滑行至停机坪。在滑行过程中驾驶员用油门控制速度，各机种对滑行速度都有明确限制规定。用蹬舵和刹车的方法保持滑行方向，或控制飞机转弯。滑行时驾驶员要注意前方和两侧的障碍物，尤其是翼展较大的飞机更要注意两侧的障碍物，防止相撞。多发飞机在滑行时可关闭外侧发动机。直升机在地面不平或有积水、积雪等不能滑行时，可以用 1～10 m 高度的飞行方法来代替滑行。（撰写：李玉璞　审订：李志强）

huaxingdai

滑行带 taxiway strip 由滑行道及其两侧经过修整的一定宽度地带所组成的地带。标有滑行引导标志。设置滑行带的目的是保护飞机在滑行道上安全滑行，减少意外滑离滑行道时的事故危险。（撰写：王立群　审订：陈志伟）

huaxingdao

滑行道 taxiway 供飞机在进入跑道前或脱离跑道后作地面滑行或牵引用的铺筑地段。通常与跑道平行，宽度为 12～23 m，厚度根据机种不同而有差别。按使用要求的不同，也可分为主滑行道（平行滑行道）、联络道（联络滑行道）和拖机道（辅助滑行道）等。（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

huaxingdaodeng

滑行道灯 taxiway lights 标志滑行道边界和滑行道中线的灯光设备，包括滑行道边灯和滑行道中线灯。飞机着陆后，即利用这种灯引导飞机进入停机坪。滑行道边灯灯光为蓝色，设在滑行道（或联络道）两侧的道肩或道肩外，距跑道边沿约 1～2.5 m 处，在直线段上，每隔 60 m 设一盏。联络道转弯处的蓝色滑行道灯的间距要大大缩小，不得超过 36 m 并不得小于 12 m，联络道转弯半径大于 35 m 的，转弯处不少于 5 个灯，另外跑道联络道交叉口应与跑道边灯并列设一只绿色滑行转弯灯。有的机场还设有滑行道中线灯，用于标志滑行道中心线，灯光为绿色。滑行道灯由灯光变电站控制，单独一个回路。（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

huaxingdeng

滑行灯 taxi light 夜间或能见度差时，用于飞机滑行照亮前方跑道或滑行道的灯具。滑行灯的灯光水平扩散角比着陆灯大数倍，达几十度，以满足滑行时宽视界的要求。为了调节照射角度，有的还装有万向球形接头。滑行灯光强比着陆灯弱，一般仅几万坎德拉。（撰写：丁道宏　审订：杨燕生）

huayoubeng

滑油泵 oil pump 在润滑系统中用于提高滑油压力，以输送滑油的装置。根据用途，在常规循环润滑系统中有增压泵和回油泵，在短回路润滑系统中，在增压泵前还有汲油泵，以补充短回路中的滑油消耗；在发动机部分轴承腔节流通风增压的润滑系统中，在增压泵后再设助推泵，以进一步提高供至增压腔的滑油压力。滑油泵一般均采用容积式低压油泵，如齿轮泵（见图 1）、内转子泵（见图 2）、旋板泵等，通常采用齿轮泵。滑油可从齿轮径向或轴向供往油泵。径向进油的齿轮泵，油泵齿轮周向速度受到限制，一般为 8～10 m/s。若再提高转速，由于对

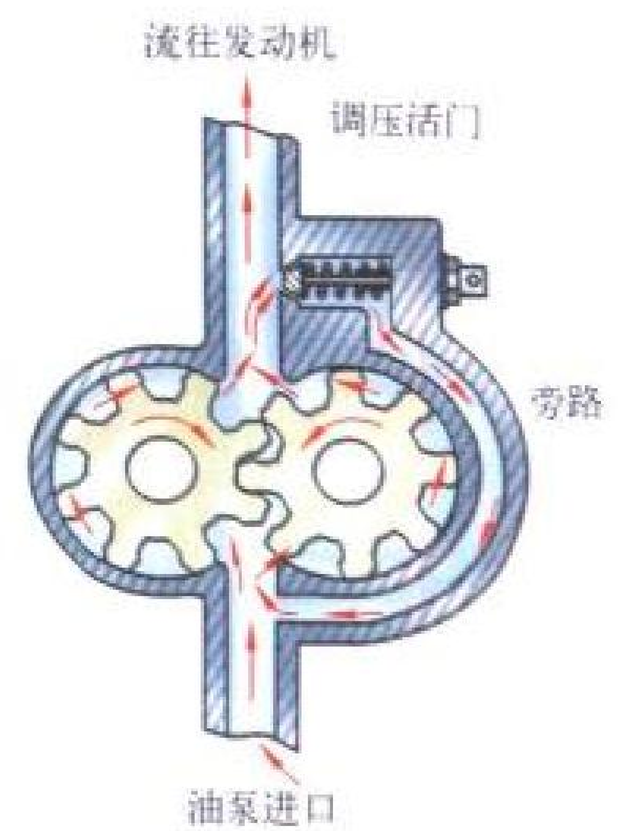


图 1 齿轮泵

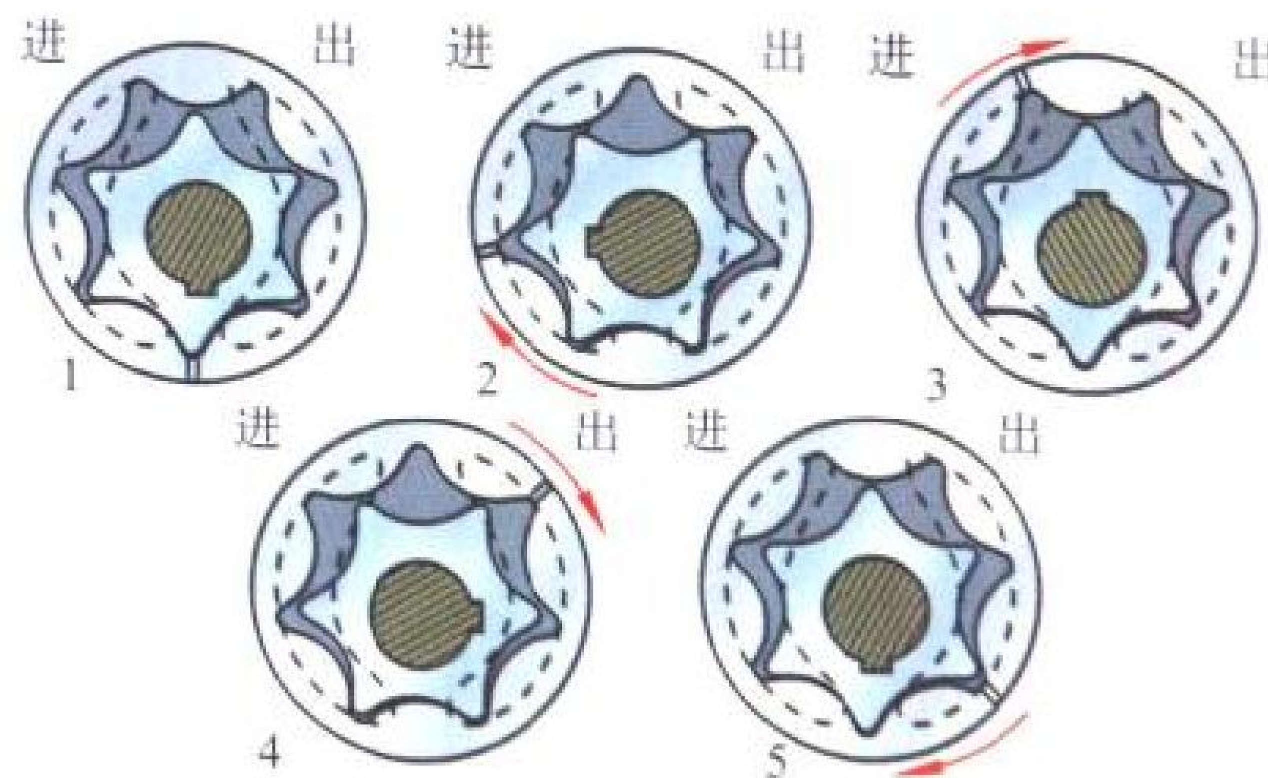


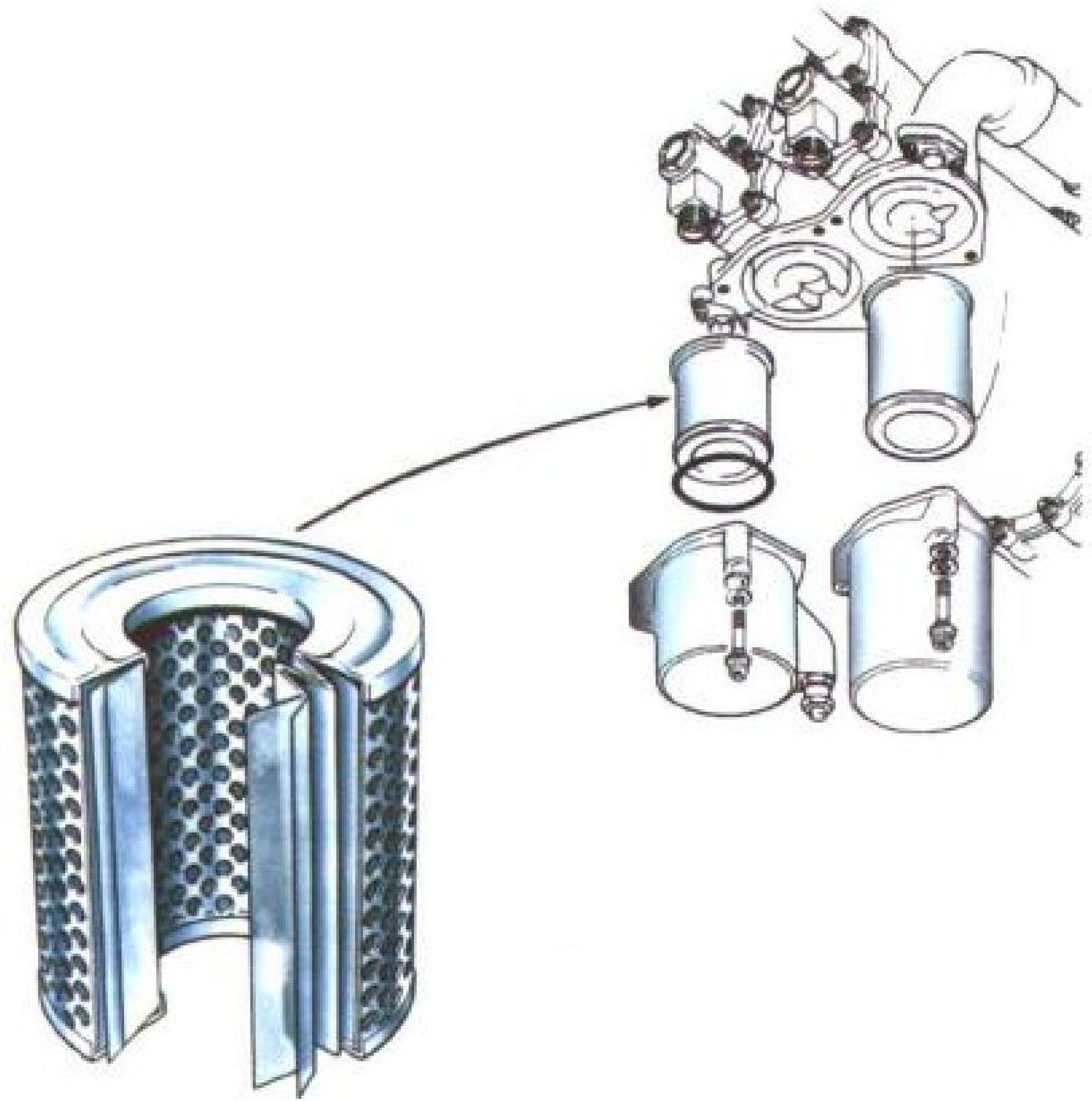
图 2 内转子泵

滑油的离心作用，齿间充不满，使油泵供油量下降。轴向进油的齿轮泵，在齿轮端面向着进油方向装有叶轮，油泵转速可以提高。油泵供油量的实际值与理论值之比称为充填效率。齿轮转速、油泵进口压力、滑油粘度、油泵端面及径向间隙等都会影响充填效率，一般可取 0.75 ~ 0.85 。结构上常把增压泵和几个回油泵组合在一起，由一根传动轴传动，通过改变齿轮的直径或厚度可以获得不同的流量。

（撰写：林基恕　审订：陈　光）

huayoulü

滑油滤　oil filter　为从滑油中除掉杂质，保证滑油清洁度，在增压油路和回油路上设置的过滤装置。发动机润滑系统工作时，会产生滑油分解产物、结合偶件磨损颗粒、金属腐蚀颗粒和其他一些可能进入的外来物（如砂粒等）。为保证连续提供清洁的滑油，需要进行滑油过滤。根据滑油洁净方法，滑油滤可分为缝隙式、格网式、离心式、磁铁式、超声波式和静电式。航空发动机润滑系统多采用格网式油滤，它有多种结构形式。发动机润滑系统常用的金属网油滤可滤掉的颗粒尺寸为 30 ~ 40 μm 。在增压油路中，油滤一般置于增压泵后。回油路常在回油泵前设置粗滤网；如有必要，还可在回油路中回油泵后加装细油滤。各种油滤都设有旁通活门，当油滤在低温起动或滤片脏污而堵塞时，滑油经旁通活门流入系统中。旁通活门打开压力一般取 0.05 ~ 0.1 MPa 。有的油滤还设有堵塞指示器，当油滤堵塞时给出目视告警信号。



一种典型的滑油滤（罗·罗公司提供）

（撰写：林基恕　审订：陈　光）

huayou ranyou wendubiao

滑油/燃油温度表　oil / fuel thermometer　滑油温度表是测量发动机润滑系统滑油温度的仪表。测量发动机滑油进口前的温度，可以了解滑油系统的工作状况；测量发动机滑油出口处的滑油温度，可间接了解发动机的运转情况。燃油温度表是测量燃油箱内或进入燃烧室前的燃油温度的仪表。如果是测量后者，因燃油对流经的各部件起冷却作用，其温度值也能反映这些部件的工作状态，判断是否过热。两种仪表均由温度传感器和指示器组成。滑油温度正常值，不超过 150 ℃。其传感器采用电阻式温度传感器，用镍丝或铂丝绕成感温电阻，现在国产薄膜铂电阻已批量生产，质量较好，且所用的铂的原材料较少，故体积小而价廉。燃油的正常温度不超过 60℃。采用电阻式温度传感器，这个感温电阻和另配几个电阻组成各种电桥似的测量电路。指示器的形式应和测量电路配合。如测量电路是不平衡电桥，则指示器是测量不平衡电桥输出的电压表；若测量电路是自动平衡电桥，则指示器是自动平衡电桥的伺服式仪表。滑油/燃油温度指示器还与其他发动机参数指示器组成组合式指示器，便于驾驶员集中判读。在现代综合电子系统显示仪中，滑油温度(OIL TEMP) 常用竖直刻度带符号定性显示和数字定量显示相结合的方法显示。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

huayou rejiaohuanqi

滑油热交换器　oil heat exchanger　又称滑油散热器。对发动机滑油进行冷却散热的装置。用燃油作冷却介质的称燃油—滑油散热器；用空气作冷却介质的称空气—滑油散热器。滑油热交换器带有安全活门，必须满足发动机工作包线内所遇到的振动、外力和工作流体的压力与温度要求。伺服燃油加温器也属此类，其作用是用滑油对燃油加热，使燃油在进入发动机燃油调节器内的伺服机构之前，有较高的温度，以消除燃油中的结冰。

（撰写：林基恕　审订：陈　光）

huayou tongfengqi

滑油通风器　deoiler　又称油雾分离器或离心通风器。利用转子的离心作用，将发动机内腔（如油池）气体中的油滴分离出来，回收到润滑系统中，以减少滑油消耗的装置。常用两种结构：(1) 离心机式通风器：装在壳体中的高速旋转的叶轮结构，为外部安装的单独组件；(2) 离心式叶轮：安装在附件齿轮箱内与传动齿轮共轴。通常用不能分离出来的油珠最大尺寸来衡量分离效果，它与转子转速、通风量、流体性质和通风器结构参数有关。通风器的流体阻力可使滑油腔保持一些剩余压力，有利于油泵在高空条件下工作。

（撰写：林基恕　审订：陈　光）

huayou wendu jixian

滑油温度极限　oil temperature limit　滑油系统工作时，允许的最高滑油温度。滑油温度指进入发动机的滑油温度，通常在滑油增压泵出口处测量。稳态及瞬态的最高滑油温度极限是系统设计时确定的。

（撰写：林基恕　审订：陈　光）

huayouxiang

滑油箱　oil tank　在润滑系统中用来贮存滑油，以保证在规定的飞行任务期间，在各种飞行力和姿态下出油管能够连续供滑油（零 g 状态除外）的容器。滑油箱容积为不可用滑油量、可用滑油量和膨胀空间三部分之总和。箱内通常备有除气装置和隔板。外部有重力加油口盖、油面指示装置、压力加油接头、溢流管接头和自锁放油活门等。当使用部门有特殊要求时，还可装连续油量检查系统。滑油箱应选用防火、耐腐蚀材料制造，能承受所有工作状态下的环境和载荷而不出现目视可见的漏油和永久变形。

（撰写：林基恕　审订：陈　光）

huaxue qiadangbi

化学恰当比　stoichiometric ratio　在燃烧（化学反应）时，理论上实现完全燃烧，不再存在剩余的燃料和氧化剂时的燃料与氧化剂之间的质量比。在燃料和氧化剂的化学组成确定

的情况下，化学恰当比是一定的。当氧化剂是空气时，它是燃料完全燃烧所需理论空气量的倒数。例如已知燃料的化学分子式：$C_XH_YO_ZN_US_V$，当其在空气中燃烧时，则其化学恰当比可按下式计算

$$化学恰当比 = \mu_f / [4.7737 \times \mu_a \times (X + Y/4 - Z/2 + V)]$$

式中 μ_f 为燃料的分子量；μ_a 为空气的平均分子量；X、Y、Z、U、V 分别为C、H、O、N、S的原子数。

如果不知道燃料的化学分子式，但知道各种元素在燃料中所占的重量百分比，即 g_C、g_H、g_O、g_N、g_S，当在空气中燃烧时，则其化学恰当比按下式计算

$$化学恰当比 = 1 / [4.7737 \times \mu_a \times (X + Y/4 - Z/2 + V)]$$

式中 X、Y、Z、U、V 分别等于 g_C / m_C、g_H / m_H、g_O / m_O、g_N / m_N、g_S / m_S，而 m_C、m_H、m_O、m_N、m_S 则分别为C、H、O、N和S的原子量。

氢、甲烷 (CH_4) 和 C_8H_{16} 与空气燃烧时的化学恰当比分别为0.0292、0.058和0.0676，航空煤油的化学恰当比接近0.067。在化学恰当比附近，可燃混合物的化学反应速率最高，完全燃烧时释放热量最多。

（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

huaxue zhadan

化学炸弹　chemical bomb　见兵器卷化学航空炸弹。

huayin zhijie shuru xitong

话音直接输入系统　voice direct input system (VDI)　将话音指令直接转换成电信号从而实现某些控制功能的电子系统。可使驾驶员的手不必离开其他重要操作而完成一些控制动作。话音直接输入系统由送话器（环境噪声大的情况下使用喉头送话器，如飞机驾驶员，坦克驾驶员等）、话音识别系统、控制接口等组成。话音直接输入系统的关键问题是在规定时间内完成正确识别。提高话音识别正确率的方法之一是每个驾驶员有一块自己的语音样本卡，驾驶员上机后加载给话音识别系统，作为话音指令的对比样本。采用此种方法可以加快话音识别的速度和提高识别正确率。目前话音直接输入系统在飞机上的应用还处于试验阶段，控制一些相对次要的功能。在民用系统中应用也逐渐扩大，如电话的话音拨号、汽车收放机话音控制、计算机话音输入系统等，但话音的一次识别正确率尚待提高。　（撰写：凌耀城　审订：顾世敏）

huanjing texing

环境特性　environment characteristics　发动机对环境条件的影响和适应能力。环境条件包括大气温度条件、噪声程度、排气污染、环境吞咽能力、结冰条件、抗霉菌性、抗潮湿性以及抗腐蚀性。发动机使用的燃油和滑油，在使用规范规定的大气温度条件下应保证发动机能顺利地起动和工作。发动机的噪声对乘客、机场工作人员以及机场附近居民产生了生理上和心理上的有害影响，发动机排气中的有害气体成分，长期积累会影响人们健康和动植物的生长，污染大气和环境。因此世界各国的环境保护部门对发动机的噪声水平和污染排放都做出了严格的规定和限制，这就迫使发动机研究部门、设计和使用部门采取多种有力措施来降低发动机噪声水平和污染物排放。发动机在使用中可能会吸入不同数目和重量的鸟、冰雹或结在进气道上的冰、外来物、大气中的砂尘和液态水，因此必须使发动机的吞咽能力能够适应规定的环境条件，以保证发动机安全工作。抗霉菌性、抗潮湿性以及抗腐蚀性是要求发动机在高湿度或盐雾空气环境中工作和暴露后，仍能顺利工作，并不损害其耐久性与有效寿命。

（撰写：张津　审订：陈大光）

huanliang

环量　circulation　给定曲线上流体的切向分速度沿该曲线的线积分。用 $\boldsymbol{V}$ 表示速度向量，θ 表示速度与曲线切线的夹角，s 为沿曲线的弧长坐标。曲线上从 A 点到 B 点的环量为

$$\int_A^B \boldsymbol{V} \cdot \mathrm{d}\boldsymbol{s} = \int_A^B V\cos\theta\,\mathrm{d}s$$

环量的正与负表示环流的方向。环量是流体力学中的一个重要概念，应用很广。当沿封闭曲线的环量不为零时，该曲线内必有旋涡或有相当于旋涡的有升力物体，茹科夫斯基定理提供了升力与环量的直接联系；汤姆逊定理提供了沿流体回线环量守恒的条件；对有位流动，沿曲线 AB 的环量等于曲线端点 B 和 A 处速度位之差。

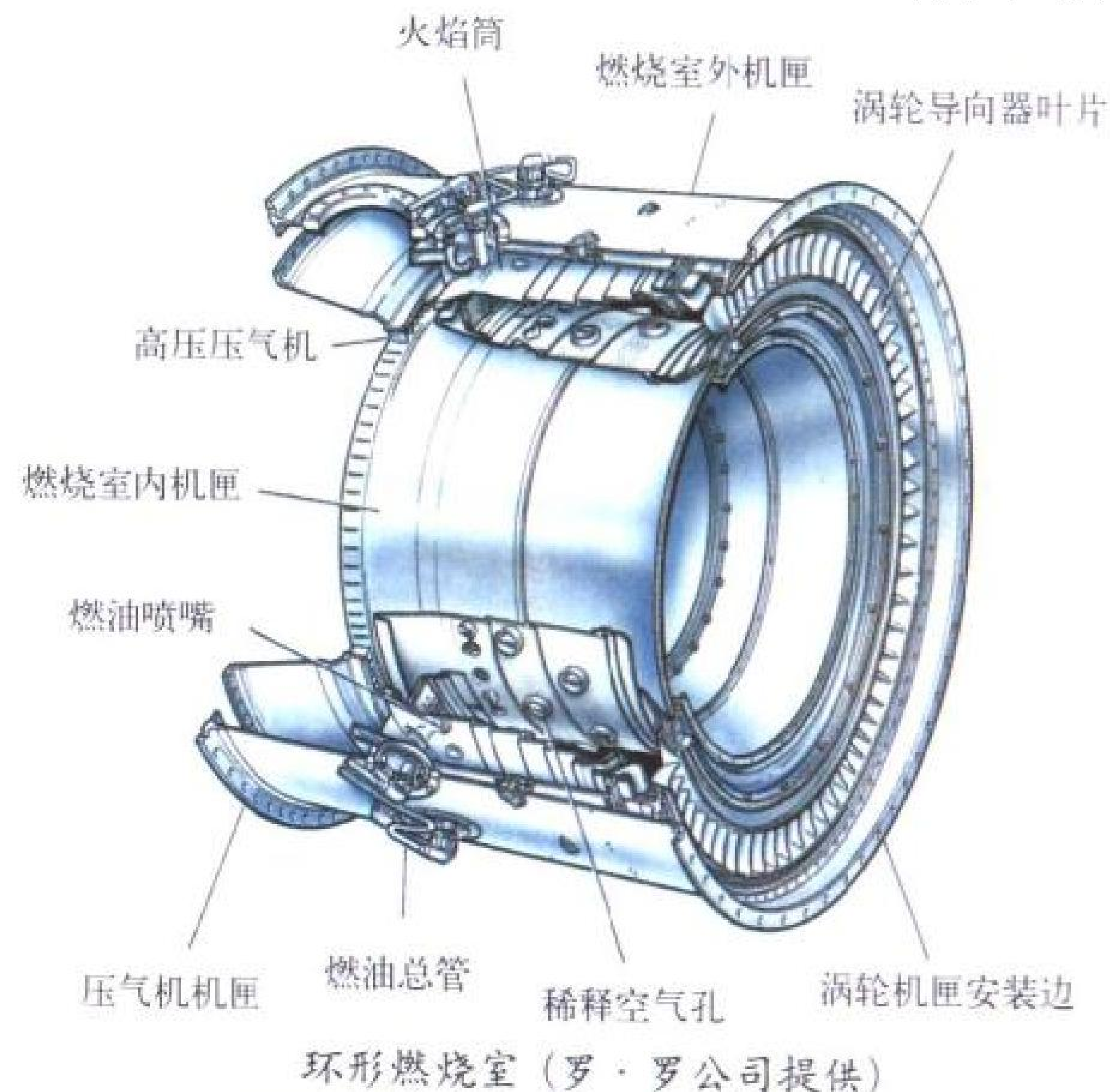
（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

huanxing jiyi

环形机翼　annular wing　见环翼机。

huanxing ranshaoshi

环形燃烧室　annular combustor　在一个由内、外壁构成的环形腔内，有一个同心安装的环形火焰筒的燃烧装置。其优点是：(1) 充分利用了可用环形截面，与分管及联管燃烧室相比，平均流速最低，流动损失最小；(2) 出口温度分布比分管燃烧室及联管燃烧室均匀；(3) 由于不需要联焰管，高空点火性能好；(4) 与有多个火焰筒的分管及联管燃烧室相比，受热表面减少，从而允许将空气加热到更高温度，且重量轻。其缺点是：(1) 为了反映真实燃烧室工况，需要用相当于全台发动机的总气量来进行调试，研制费用高；(2) 由于整个燃烧室大体上由四个同心圆筒组成，与分管和联管燃烧室相比，其强度和刚度都差。自20世纪70年代起，环形燃烧室已成为航空发动机燃烧室的主要形式。

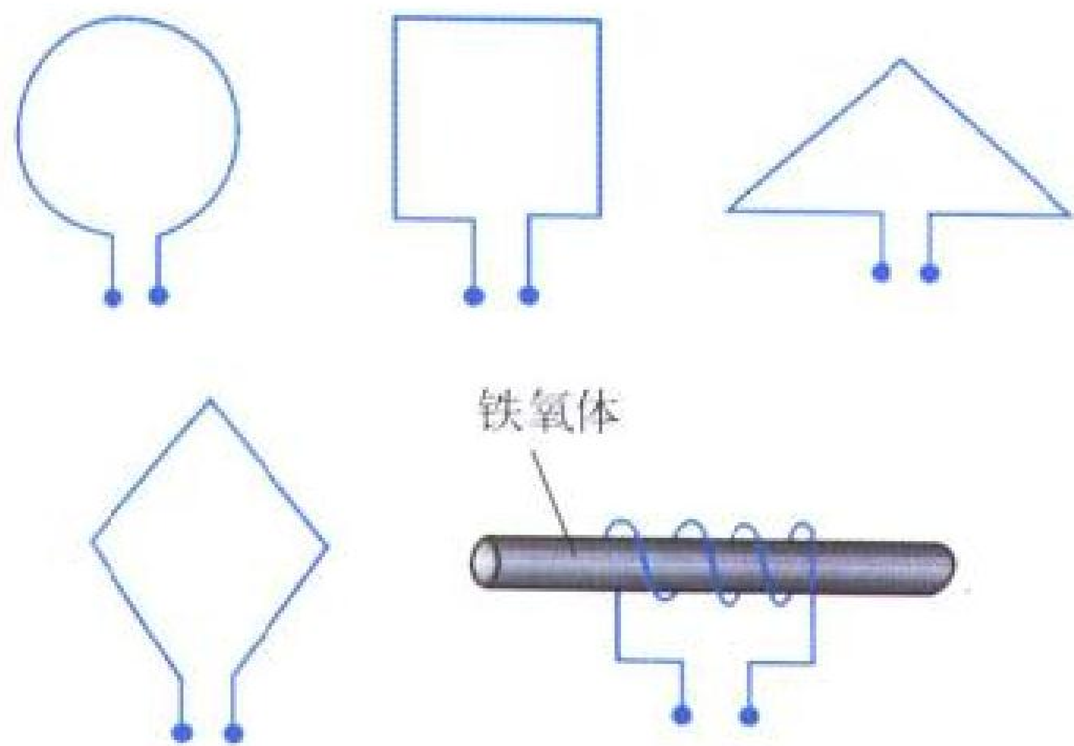


环形燃烧室（罗·罗公司提供）

（撰写：张斌全　审订：王洪铭）

huanxing tianxian

环形天线 loop antenna 由一匝或多匝导线绕成一定形状的空心或带铁心的天线。有圆形、椭圆形、矩形、菱形和三角形等多种结构形式，见图。按环的周长不同分为小环（$L<\lambda/4$，L 为环的周长，λ 为波长）、中环（$\lambda/4 \leqslant L < \lambda$）和大环（$L \geqslant \lambda$），它们的电流分布和方向性等电气特性各不相同。小环等效于磁偶极子，其方向图在环面上呈圆形，在环轴所在平面上呈"8"字形，有明显的波瓣零点，可用做测



各种形式的环形天线

向天线和飞机无线电罗盘天线。小环辐射效率很低，大多用做接收天线。增加环的周长、匝数或在环内放入高导磁的铁氧体磁芯可提高天线的效率。在铁氧体磁芯上绕有若干匝导线的环形天线又称铁氧体天线，体积小巧，特别适合做袖珍收音机天线。由多个环形天线构成天线阵，其方向图有良好的单向性，可用做电视天线。环形加载天线具有心脏形方向图，成对地安装在飞机机身两侧构成无线电罗盘天线。

（撰写：舒永泽 修订：许伟武 审订：吕善伟）

huanxing yeshan shiyan

环形叶栅试验 annular cascade test 模拟压气机或涡轮环形叶片排的环形叶栅试验件在试验器上进行吹风并测取叶栅特性和流场的试验。随着压气机设计趋向较高的叶尖马赫数和叶片载荷，特别对于三元流动影响较大的长叶片，平面叶栅试验数据已不能完全描述压气机中气体的流动状态，需要用三元叶栅试验数据来补充和修正。通过环形叶栅试验，可以比较真实地模拟叶轮机叶栅中的实际流动情况，从而为叶轮机械气动设计提供更接近实际的数据。环形叶栅的数据也可以由单级压气机试验获得。（撰写：李志广 审订：刘大响）

huanyiji

环翼机 annular wing aircraft 机翼为环形柱面的飞机。20世纪50年代初，有人提出过用环形翼作为垂直起落飞机的升力面方案，这种飞机的动力装置为涡轮喷气发动机和冲压发动机的组合。冲压发动机的外体同时也就是升力面环形翼。飞机起飞、着陆时用装在机体中部的涡轮喷气发动机推动，由机身尾部的燃气舵操纵。高速飞行时由冲压发动机推进，用舵面操纵。20世纪50年代时，法国曾研制过环形翼垂直起落飞机，由于操纵等方面比较复杂，未取得进展。



环翼机示意图

（撰写：钱智声 修订：赵群力 审订：任源博）

huanji gongzuo

换季工作 seasonal maintenance 保证航空装备和维修设备适应季节变化而进行的维修工作。通常每年两次，分别在夏季和冬天到来之前完成。工作内容包括适应季节的保养与一般的预防性检查，以及对存在故障的排除。具体的工作日期与工作内容根据机型对季节变化的适应性、驻地大气温度和飞行任务等情况确定。例如，对于以活塞式发动机为动力装置的飞机与维修设备来说，冬季要换用粘度较小的滑油，夏季要换用粘度较大的滑油。对于喷气式飞机，全年不必因季节变化而换滑油，换季工作量不大。在进行飞机换季工作的同时，还根据部队情况对飞行人员和机务人员进行有关季节变换后的飞机使用与维修特点的教育。

（撰写：王立群 审订：姬永兴）

huanreqi

换热器 heat exchanger 又称热交换器或散热器。实现热量从一种载热介质传递给另一种载热介质的装置。按工作原理可分为间壁式、回热式和混合式。飞机上的换热器一般为间壁式（两种载热介质被一传热壁面隔开）。按介质流动形式分为顺流式、逆流式、叉流式和复合式；按传热表面形式分为板式、板翅式、列管式和列管翅片式；按用途可分为冷却器和加热器；按介质性质分为空气—空气换热器、空气—液



板翅式叉流空气—空气换热器结构示意图

体换热器。常用的液体有水、燃油、制冷剂等。另外，按换热介质有无相变可分为无相变换热器、有相变换热器（如蒸发器、冷凝器、湿空气换热器等）。它是飞机空气调节系统的主要冷却附件之一，一般用铝或不锈钢制成。主要性能指标是在给定条件下的温度效率和流动阻力。

（撰写：任美英 审订：袁修干）

huanreqi xingneng shiyan

换热器性能试验 heat exchanger performance test 又称换热器热动力试验。研究换热器传热特性和阻力特性的地面模拟试验。根据不同的飞行剖面，给定换热器进口参数（流量、温度、压力和含湿量），测取出口参数。将试验所得的原始数据进行必要的数据处理得出所需的特性曲线。试验设备主要有空气压缩机、干燥器、加热器、增湿装置、模拟大气低温环境或低温供气的冷源系统，以及流量、温度、压力、湿度的测量设备和记录仪器以及数据处理设备。有些试验还需配备抽真空系统和高度特性测试设备。

（撰写：任美英 审订：袁修干）

huishi

灰视 greyout 当正加速度过载达到一定值时，人的视觉出现周边视觉消失，但中心视力仍可见到亮光且视物呈灰色

的一种视觉障碍。如在 $+3.5\,g_z \sim +4.5\,g_z$ 作用时可能发生灰视。 （撰写：詹长录　审订：袁修干）

huiwujiao

挥舞铰 flapping hinge　又称水平铰、水平活动关节。铰接式或半铰接式旋翼桨毂用来实现桨叶挥舞运动的铰（参见旋翼桨毂）。设置挥舞铰，不仅使直升机前飞时旋翼不对称气动力所产生的横侧倾覆力矩得以基本消除，而且桨根挥舞铰处的力矩为零，降低了桨毂支臂和桨叶的交变载荷，改善了桨叶的受力状况。

挥舞铰通常由钢制轴承、销子、耳座和密封件等组成。使用钢制轴承结构存在的问题及使用新型弹性轴承结构的优越性，与变距铰相同（参见铰接式桨毂）。

（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

H

huiliuqu

回流区 recirculation zone　由顺流区（气流中各点的轴向分速的方向都与主气流方向相同）和逆流区（气流中各点的轴向分速的方向都与主气流方向相反）组成的纺锤形旋涡（spindle vortex）区。建立回流区是在航空燃气涡轮发动机的

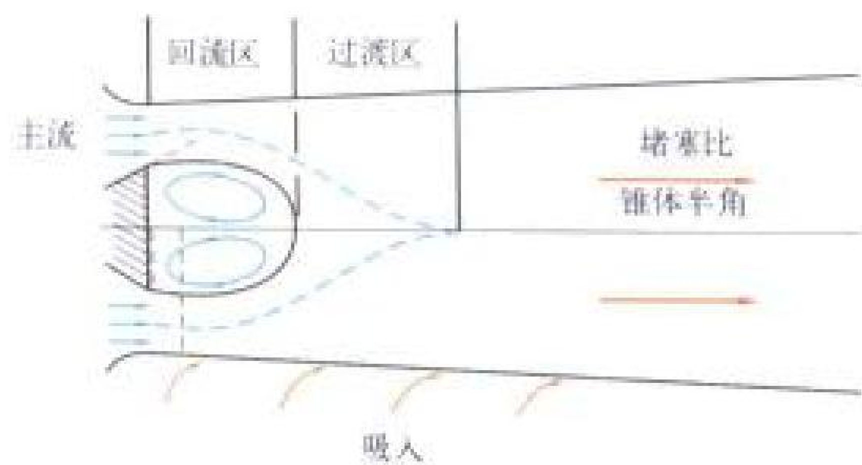


图 1　由不良流线体形成的回流区

高速可燃混合物中稳定火焰的基本方法。在回流区边界内，方向相反的气流流量相同，顺流区与逆流区的分界面上的轴向速度为零。在旋涡的中心静压最低，从而把其周围的高温燃气吸入回流区，使其中充满高温燃气，不断点燃上游流来的新鲜可燃混合物以稳定火焰。在航空燃气涡轮发动机中造

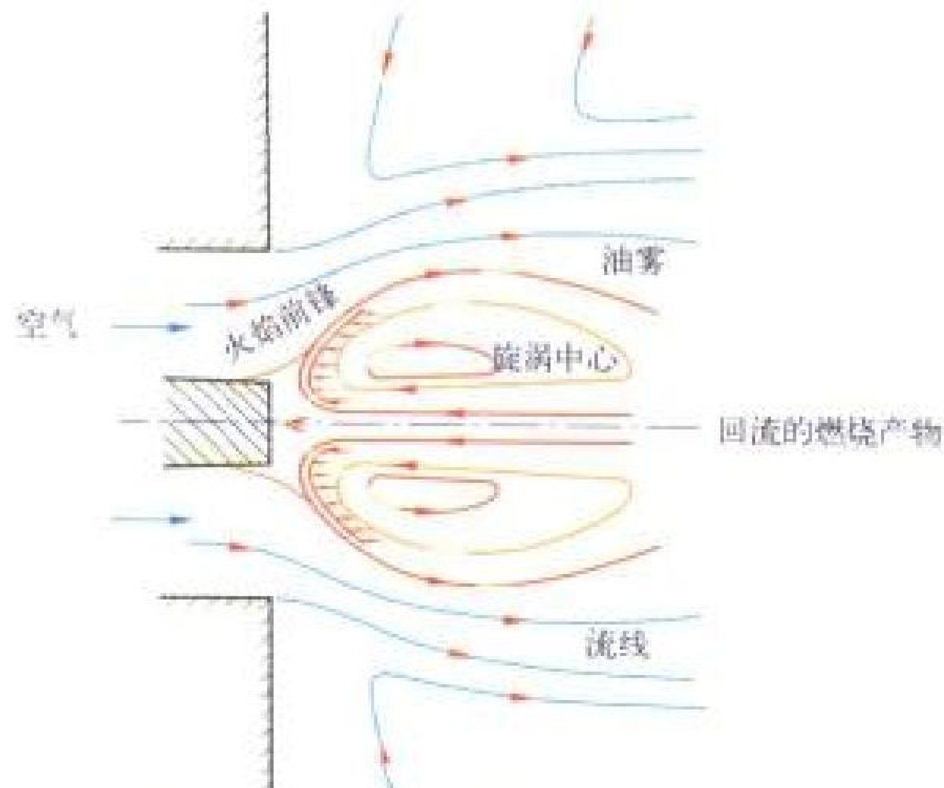
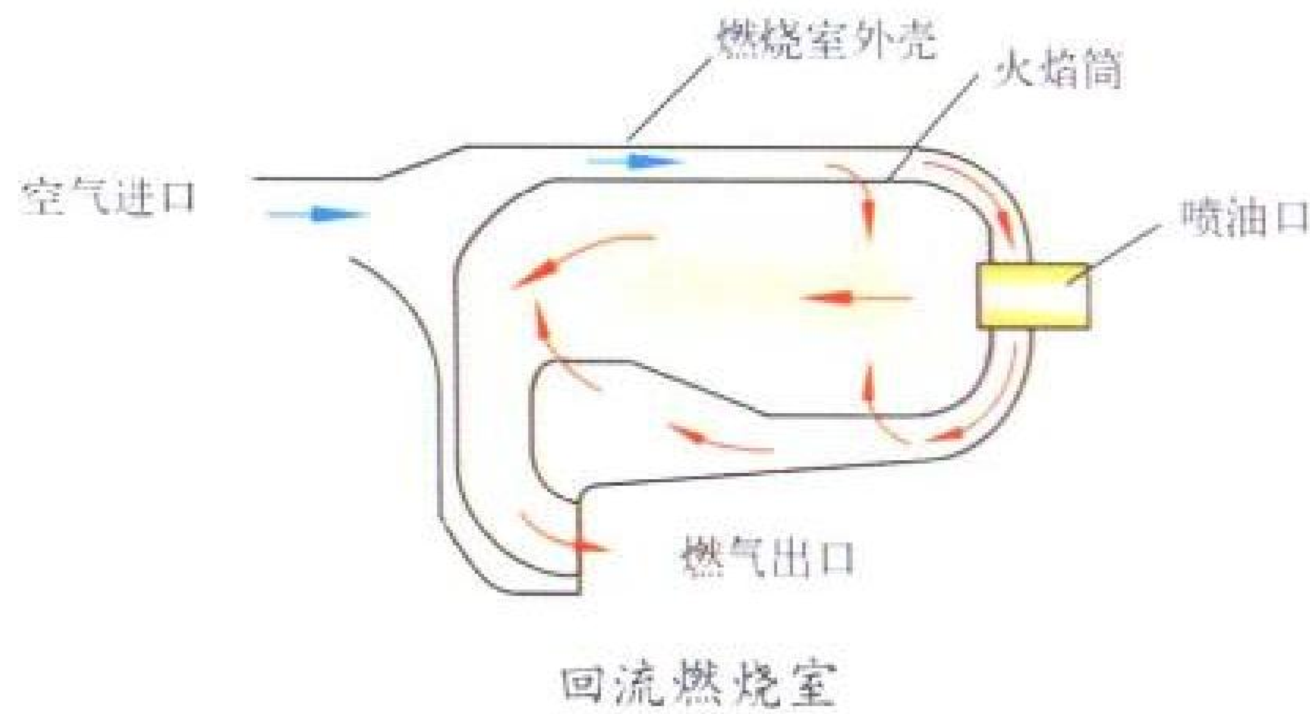


图 2　由旋流器造成的回流区

成回流区的方法主要有两种：(1) 在主气流中设置不良流线体，在其尾迹中形成回流区；(2) 在主燃烧室头部设置旋流器，使气流通过它时产生强烈的旋转气流，从而形成回流区。 （撰写：吴文东　审订：王洪铭）

huiliu ranshaoshi

回流燃烧室 reverse flow combustor　气流流动的主方向循 S 形作两次 180° 转弯的燃烧装置。只在中小型的涡轮轴、涡轮螺旋桨发动机上使用。它允许发动机的径向尺寸放宽，以减短压气机与涡轮的连接轴的长度，从而减轻发动机的重量，增强发动机的刚性。虽然燃烧室轴向长度减小，但燃油与空气在火焰筒内的燃烧和掺混的总时间没有减少，因而燃烧性能不变，但流动损失增大。在燃气温度进一步提高时，组织冷却及调整温度场较困难。



回流燃烧室

（撰写：张斌全　审订：王洪铭）

huiliushi fengdong

回流式风洞 return flow type wind tunnel　试验段气流在洞体内一直循环流动的风洞。被动力装置驱动的气流通过试验段后，仍回到动力装置，并再次通过试验段（参见风洞图 a）。它与直流式风洞的差别在于多了回流道。回流道的作用主要是使风洞中的气流基本不受外界大气的干扰（不受突风的影响，流场品质好），温度可以得到控制，并可减少噪声污染。低速风洞和高速风洞都有回流式的。与直流式风洞比较，其结构较复杂；在相同的试验段尺寸和马赫数条件下，造价较高。 （撰写：范洁川　审订：吕志咏）

huishousan

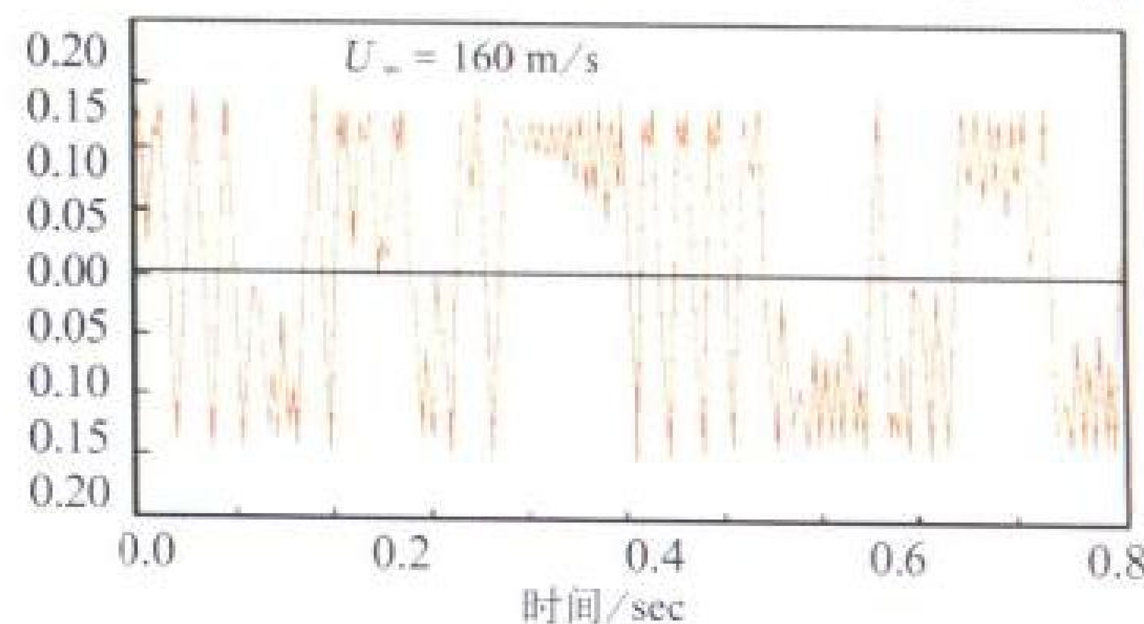
回收伞 recovery parachute　保证被回收设备安全返回地面的降落伞。常用于回收靶机、探空火箭的实验仪器、人造卫星或载人飞船的返回舱等。也有将人用伞及物用伞系统中的主伞称回收伞。回收伞的使用范围广（使用高度从几十米到几十千米，速度从每秒几十米到超声速，回收重量从几千克到几十吨），其结构组成及工作程序繁简不一，但应保证回收可靠，回收物损坏小。目前正在努力使翼伞作为重型回收物（如宇航飞行器）的回收伞，已成功地用一具面积为 300 m^2 的翼伞将载重为 5 t 的货台拉出并回收。其工作程序是：(1) 减速伞打开并开始工作；(2) 减速伞脱离，主伞开伞；(3) 主伞第 1 次开伞及主伞第 2 次开伞；(4) 主伞着陆并和回收物分离。 （撰写：黄洪福　审订：袁修干）

huishousancang

回收伞舱 recovery chute bay　一些无人机或超轻型飞机上存放回收伞的容器。回收伞用于一些无人机或超轻型飞机的回收和安全降落。 （撰写：赵秀丽　审订：任源博）

hundun

混沌 chaos　或称混沌运动（chaotic motion）。一种非周期



典型混沌图

振动，由多种不同频率和振幅的振动组成。振幅是有限值可以通过求解非线性方程求出它的时间历程，见图。

（撰写：管 德）

hunhe dianyuan xitong

混合电源系统 hybrid electrical power generating system 主电源为产生两种或三种形式电能的电源系统。常用的有两种类型：常规混合电源和变换器式混合电源。常规混合电源系统往往由低压直流电源和交流电源系统构成。飞机用电设备不同，交流电源有变频交流和恒频交流之分。一些飞机上采用变换器式混合电源系统，由航空发动机直接传动的变频无刷交流发电机及交流和直流变换器等构成。一部分变频交流电直接向负载供电；另一部分经变换器将变频交流电转换成 400 Hz 恒频交流电；还有一部分由直流变换器转变为低压或高压直流电。此种电源系统的特点是运动部件少，工作可靠，维修性好。

（撰写：严仰光 审订：杨燕生）

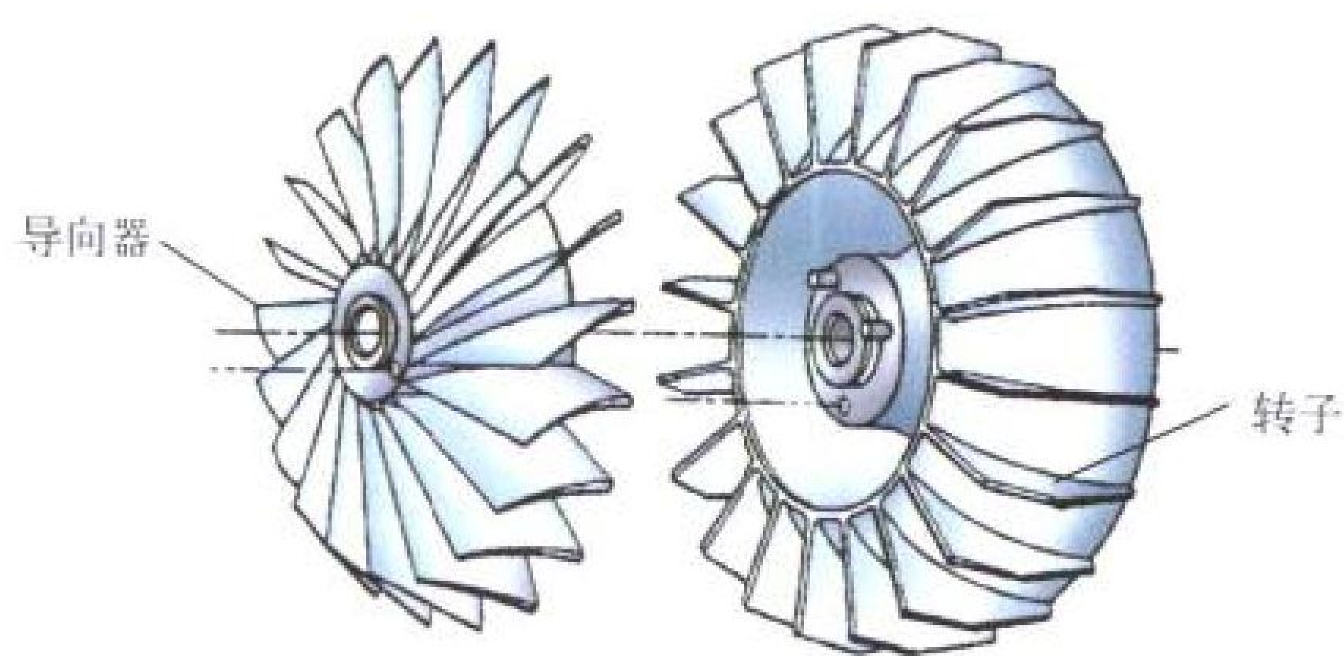
hunhefa

混合法 mixed method 固体力学中在建立控制方程时基本未知数采用部分为位移、部分为内力的方法。混合法不如位移法与力法那样应用广泛，但它在固体力学某些问题求解中有特殊优点。例如接触问题的数值解，在两物体接触面上以位移与接触力作为基本未知数，容易描述物理特性；又如板壳问题采用混合法比较容易满足有限单元的边界间的连续性条件，又不会引起过度约束，增加附加刚度问题。混合法控制方程的推导一般采用广义变分原理。

（撰写：何君毅 审订：张躬行）

hunliu yaqiji

混流压气机 mixed-flow compressor 又称斜流压气机。气流微团运动方向与转子旋转轴线成一定向外倾斜角度的压气机。混流压气机级单位迎风面积的流通能力介于轴流压气机与离心压气机之间，但单级增压能力并不明显低于离心式。混流压气机叶轮后可设单排或多排叶片式扩压



混流压气机

器，更接近于轴流压气机的静子，因而可得到较高的效率。虽然混流压气机在燃气涡轮发动机上用得不多，但仍不失为一种有发展前途的方案，在某些场合下已得到应用，例如用于巡航导弹的动力装置。

（撰写：凌天铎 审订：陈矛章）

hunxiangshi

混响室 reverberation chamber 一种用来获得扩散声场的声学实验室。它的形状一般为长方体（也有五角体形状的），其各边边长具有一定的比例关系（通常采用调和级数的比例关系），体积为 100～500 m^3（国际标准委员会 ISO 规定的标准混响室体积为 (200±10%) m^3）。它的周壁由隔振、隔声效果良好的隔振层、隔声墙及隔声门组成，以隔绝周围传来的环境振动和环境噪声。混响室的内表面都是刚性的（一般用瓷砖衬里）。因而室内声场具有如下特性：各点的平均声能密度相等；各点从各方向来的平均声能相等；到达某点的各波束间的相位是随机的。

混响室是航空结构声振试验中一个重要的试验设施。通过它可模拟飞机仪器舱内的声学环境，进行典型元件、结构的声疲劳试验，或机载设备的耐声功能试验。在混响室内，也可测量材料的吸声系数和消声系数，为座舱的声学设计及发动机短舱结构设计等提供基本的声学参数。

（撰写：吕国志 审订：张躬行）

hunyashi jinqidao

混压式进气道 mixed compression inlet 既有内压又有外压，即利用进口外的斜激波系和进口内的激波系将超声速来流减速至亚声速流的进气道。因为它兼有内、外压式进气道的特点，外阻较小，总压恢复系数较高。虽然存在着一定程度的起动问题，但由于内压部分进口马赫数较低，一般易于采用放大喉道或抽吸喉道边界层等措施解决。通常应用于长航程和飞行马赫数大于 2.5 的飞行器上。

（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

huojian fadongji

火箭发动机 rocket motor 不依赖外界空气，由飞行器自带能源生成工质或以太阳为能源直接加热工质、利用反作用原理产生推力的喷气发动机。可在大气层以外空间工作的发动机。

火箭发动机按所用能源种类分为化学火箭发动机、核火箭发动机、电火箭发动机和太阳能火箭发动机。目前使用最多的是化学火箭发动机，其所用的化学推进剂既是能源也是工质。化学火箭发动机按推进剂物态不同分为液体火箭发动机、固体火箭发动机和固液火箭发动机。核火箭发动机利用核反应或放射性衰变释放的能量加热液氢、液氨、液氦等类工质，通过喷管将热能转变成气流动能而产生推力。根据核反应方式，可分为放射性同位素火箭发动机、核裂变火箭发动机和热核火箭发动机。电火箭发动机则利用电能使工质氢、氮、氩、氦或碱金属（铯、锂、铷等）蒸气转变成气流动能而产生推力。根据转换成工质动能的方式，可分为电热火箭发动机、电磁火箭发动机和静电火箭发动机。太阳能火箭发动机则利用收集的太阳能聚焦后加热氢或碱金属一类工质，使其通过喷管将热能转变成气流动能而产生推力。

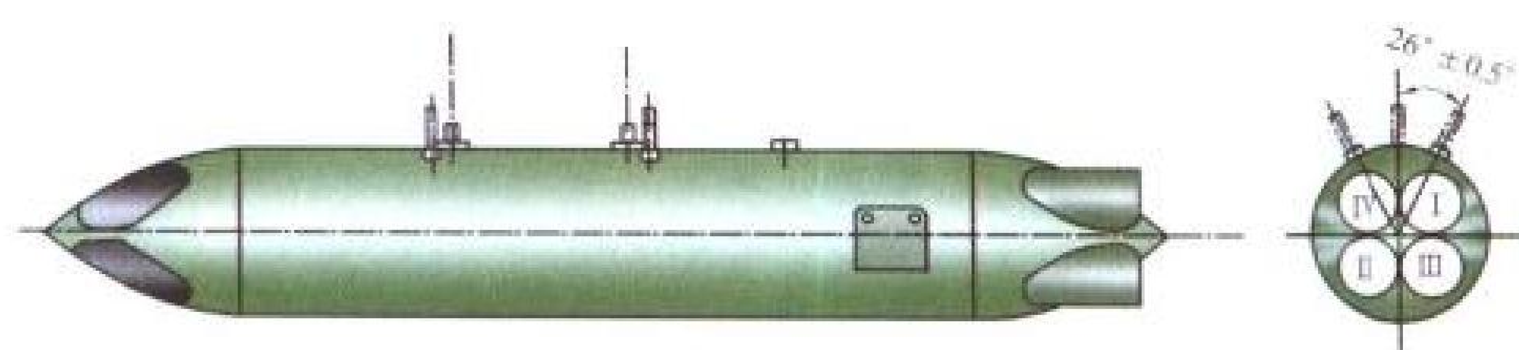
火箭发动机的应用十分广泛，包括运载火箭、军用飞行器、各类战略和战术导弹、探空火箭、鱼雷、潜艇以及大过载试验器等。目前，机载火箭弹、空空导弹、空地导弹等动力装置多为固体火箭发动机。自 20 世纪 70 年代起，随着导引和控制技术的不断改进，空空导弹、空地导弹等相应地采用了可进行推力矢量控制和多次启动的脉冲固体火箭发动机和固冲发动机。为了适应隐身等战术要求，在提高发动机比冲的同时，将广泛采用少烟或无烟固体火箭发动机。核火箭发动机、电火箭发动机和太阳能火箭发动机在技术水平上，目前都达到了基本可行的地步。例如，电火箭发动机在卫星姿态控制和位置保持等方面已获得初步应用。由于它们的比冲远高于化学火箭发动机，因此，将是今后航天飞行中理想

的动力装置。此外，反质子火箭发动机、热焓火箭发动机等将是 21 世纪需要研究的更为先进的火箭发动机。

（撰写：蔡选义　审订：郑志伟）

huojian fasheqi

火箭发射器　rocket launcher　航空火箭弹的发射装置。由承力的机械部分和发射控制用的电器部分组成。某些火箭发射器还可兼作运输包装箱。火箭发射器形式多样，品种繁杂，按在载机上安装位置，分为翼尖发射器、翼下/翼上发射器、机身头部发射器、机身腹部发射器、弹舱门发射器、弹舱发射器；按工作状态，分为固定式、伸缩式、旋转式发射器；按结构形式，分为巢式、导轨式、挂架式、滑环式发射器。广泛应用的巢式火箭发射器（见图），由连接在一起的若干发射管组成，按与飞机连接方式不同，又可分为可投放与不可投放两类。



巢式火箭发射器

不可投放的巢式发射器，或与飞机结构固定连接，或属飞机结构的一部分，设置在机头、机身、弹舱门和机翼等部位，常见于早期飞机上。

可投放的巢式发射器由骨架结构件将发射管组成一个单元体，必要时，可在飞行中将发射器或连同火箭弹一起投弃，外形多呈圆筒状，故又称火箭发射筒，适用于中、小口径火箭弹，常装备于高速飞机；由于其结构简单，迎面阻力小，装卸方便，特别是可按战斗任务需要重新装弹或替换装备，应用广泛。火箭发射筒的基本结构由前整流罩、中段、后整流罩三部分组成。前、后整流罩又有固定式和可碎式，中段安装若干发射管和结构件及电气布线。火箭弹装载在发射管中，卡弹机构将其定位止动并捕捉火箭弹发射后遗留的电点火件碎块。为了减少电磁辐射产生感应电压使火箭弹意外点火的危险，有的还装有射频屏蔽板和射频滤波器。一次性使用的火箭发射筒常用浸渍纸或玻璃钢发射管，多次性使用的常用金属发射管。目前巢式火箭发射器适用的航空火箭弹的口径为 37～180 mm 。

（撰写：刘国梁　审订：王祖典）

huojian feiji

火箭飞机　rocket aircraft　以火箭发动机为主要动力的飞机。因为火箭发动机不用大气中的氧，所以火箭飞机必须自带全部推进剂（包括燃料和氧）。火箭飞机的特点是可以飞出大气层作空间飞行，并在短时间内达到极高的航速。

美国在 1946 年以来研制过多种火箭飞机，主要用于试验目的，以解决声障、热障，以及高速机动性、大气层外的操纵等问题。美国火箭试验飞机的成果已用于航天飞机。

（撰写：俞公诏　修订：赵群力　审订：顾诵芬）

huojian huache shiyan

火箭滑车试验　rocket sled test　又称火箭橇试验或火箭滑轨试验。以火箭滑车为运载工具，在专用的火箭滑车试验滑轨上运行，模拟飞行动态条件进行的试验。飞行器的迅速发展要求试验手段具备更高的速度、加速度等动态特性及环境的模拟，记录更多参数，更接近真实情况，反复试验，回收试验件等。室内试验（如风洞试验）限制试验件尺寸，而飞行试验代价昂贵且难以精确测量和观察，故许多试验不能在室内和飞行中进行。原有试验手段难以满足现代武器、飞行器、航天器等研制试验要求的情况下，火箭滑车试验得以产生并迅速发展。火箭滑车试验的特点：试验速度和加速度范围大，目前最高速度可达 $M = 6.5$ ，不久将达 $M = 10$ ；正、负加速度可达 200 g；试件可用真实尺寸（如全尺寸）飞机；试验件重量范围大（可大至数十吨）；能真实模拟飞行动态特性；试验程序能精确控制，测试参数多且可精确测量；能真实记录和观察试验情况并能重复试验；可完整回收试件。但不能模拟空中环境，每次试验时间短，地面效应大，试验成本仍较高。火箭滑车在滑轨上的运行通常分加速、匀速、滑行、制动 4 个阶段。根据试验目的，在滑车运行的各阶段均可进行试验。火箭滑车试验设备与技术渐趋完善、成熟，试验范围日趋扩大，在飞机、导弹、航天器、原子武器及其设备的研制中广泛使用。试验项目已有气动力研究、结构和材料试验、弹道试验、冲击碰撞试验、弹射救生试验、降落伞试验、个体防护装置试验、航空医学试验、振动试验、雨蚀试验及其他试验数十种，已成为现代武器、飞行器及其设备研制中常用的、介于试验室试验（如风洞试验）和飞行试验之间的一种特殊有效的地面动态模拟试验手段。

（撰写：高闻天　审订：袁修干）

huojian qianyin

火箭牵引　rocket extract　利用牵引火箭将乘员迅速牵引出失事飞行器而获救的方法和过程。1966 年美国斯坦利航空公司研制火箭牵引救生系统，装备了不能配备弹射座椅救生系统的 A-1 和 T-28 轻型飞机，出现火箭牵引救生。它适用于难以弹射救生、飞行速度较低的各种轻型飞机、直升机、水上飞机、运输机、旅客机等。

（撰写：高闻天　审订：袁修干）

huojian tanshe zuoyi

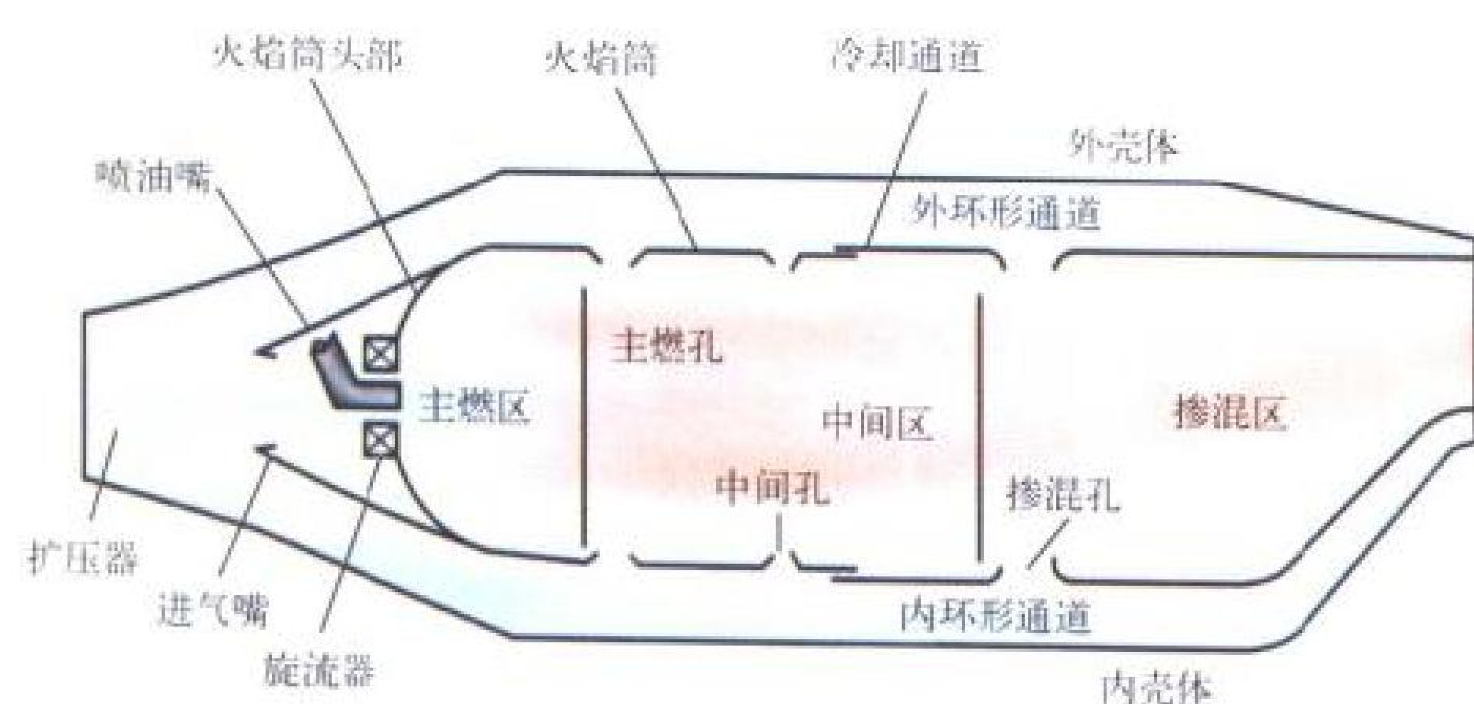
火箭弹射座椅　rocket ejection seat, rocket assisted ejection seat　弹射动力装置中带有助推火箭发动机的弹射座椅。人椅系统的弹射轨迹不呈弹道式。而弹道弹射座椅的致命弱点是弹射轨迹高度小，救生成功率低（低空救生成功率更低）。提高弹射轨迹高度最根本的办法是在弹射筒基础上增加助推火箭，弹射筒工作结束时助推火箭工作，继续将人椅系统向上推动。现代火箭弹射座椅已发展成为一种自动控制的普遍使用的弹射救生装备。应急时只要乘员拉动弹射手柄，清理弹射通道、约束乘员、弹射起动并弹离座舱、人椅分离、展开救生伞、稳降着陆等全过程动作均按预定程序自动控制和完成。弹射轨迹高度高（60 m 以上），实现了零—零救生性能，救生成功率高（一般在 80% 以上）。采用带微处理机的电子程序控制、安全弹射包线显示系统、立姿自导系统、可控推力火箭、高速弹射防护装置等先进技术，将进一步扩大弹射救生性能包线，提高救生成功率。发展和使用高过载弹射座椅也是发展趋势。它仍将是占主导地位的弹射救生设备。

（撰写：高闻天　审订：袁修干）

huoyantong

火焰筒　flame tube, liner　燃烧室中在燃烧过程中控制燃烧、掺混、冷却的金属薄壁筒。环形和联管燃烧室的火焰筒

位于燃烧室内、外壳之间，与内、外壳之间形成二股流通道；分管燃烧室的火焰筒则位于其自身的外壳内。火焰筒沿长度分主燃区、中间区和掺混区三段（见图）。一股流进入主



火焰筒

燃区，与喷嘴提供的雾化燃油形成混合气进行燃烧，直至中间区结束处燃烧完成。剩余的二股流进入掺混区，降低燃气温度并形成所需的出口温度分布。火焰筒工作时承受弯曲和扭转负荷，并被燃烧产生的热量加热到很高的温度，故采用耐热合金制成并需采取冷却和隔热措施。

（撰写：张斌全　审订：王洪铭）

huoyan wendingqi

火焰稳定器 flameholder, stabilizer　在高速气流中形成回流区用以稳定火焰的装置。由于加力燃烧室扩压器后气流速度仍然很大（内涵 120 ~ 150 m/s，外涵 80 ~ 100 m/s），远大于湍流火焰传播速度（20 m/s 左右）。因此必须设火焰稳

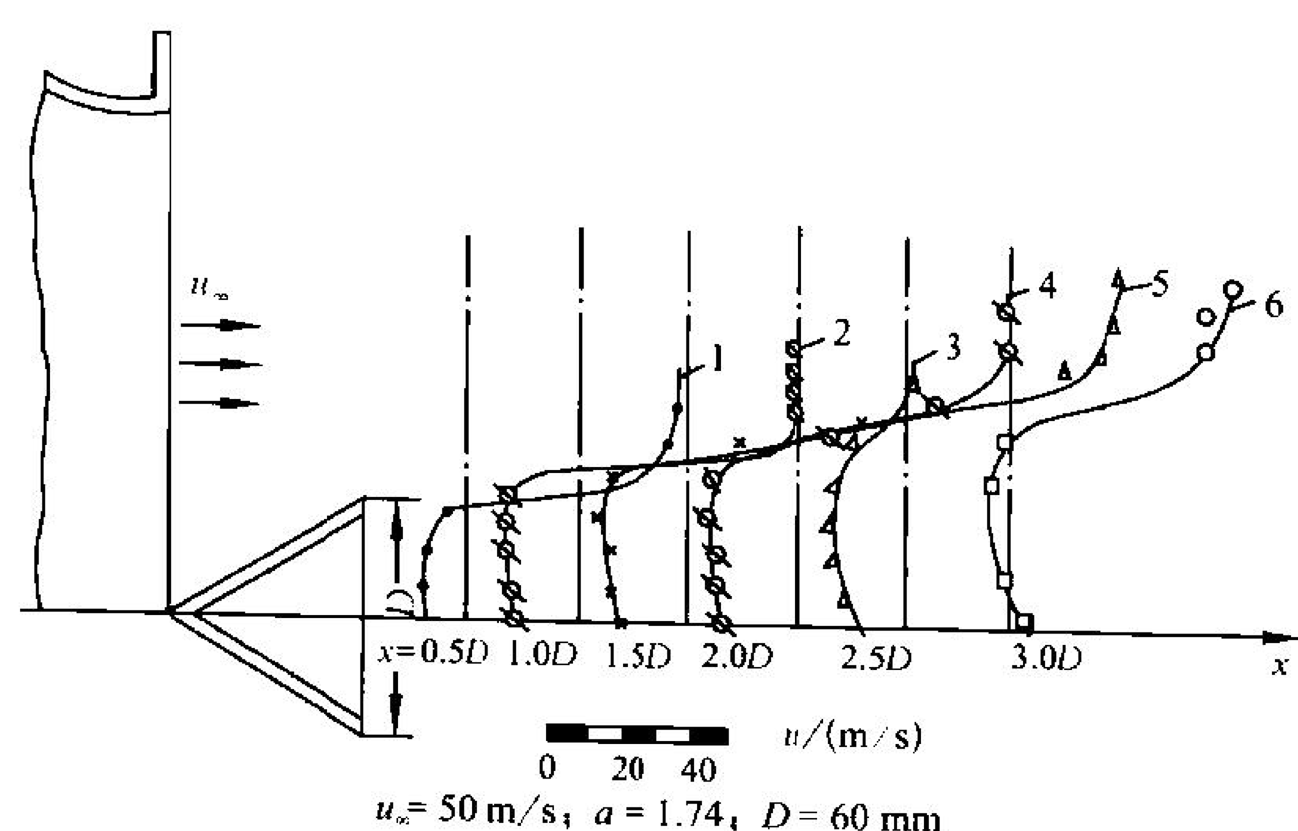


图 1　V 型槽后回流区中速度场

1 — $x = 0.5D$；2 — $x = 1.0D$；3 — $x = 1.5D$；
4 — $x = 2.0D$；5 — $x = 2.5D$；6 — $x = 3.0D$

定装置，在其后造成回流区，其边缘剪切层速度梯度大，其中间是低速区，气流停留时间长，回流区中充满高温已燃产物，存在稳定的点火源，不断点燃稳定器边缘的新鲜混气，使火焰得以驻定并传播开去（见图 1、图 2）。

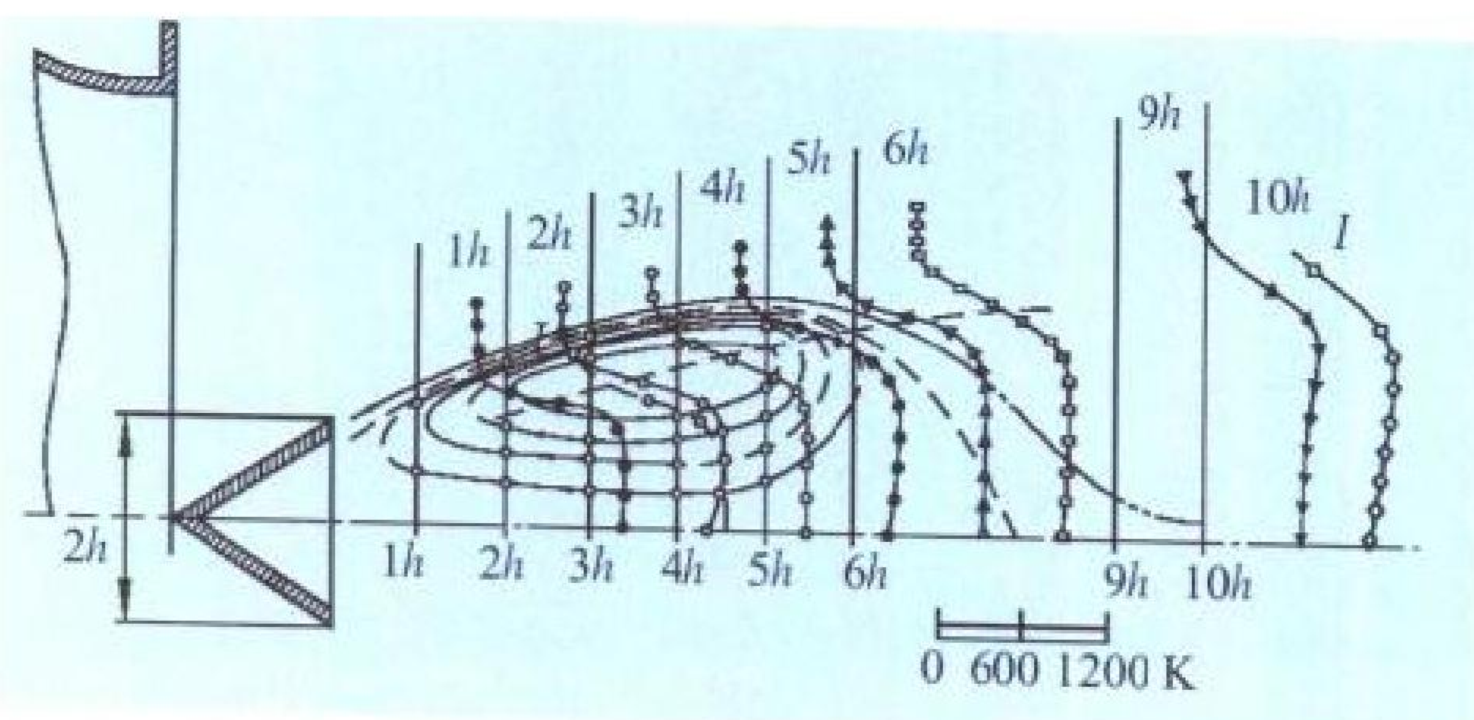


图 2　混气在 V 型槽后燃烧时的温度分布

火焰稳定器的主要形式有：(1) V 形槽或角形火焰稳定器：常用多圈环形错排或多根径向倾斜布置，或环形径向组合，类似方案有裙边形稳定器、菊花形稳定器和双 V 形稳定器等。V 形稳定器由于结构简单应用广泛。(2) 蒸发式或预燃式稳定器：在 V 形槽迎气流面开缝或孔引气，在回流区中喷油或供油气混气进行燃烧稳焰，改善燃烧性能。优点为贫油

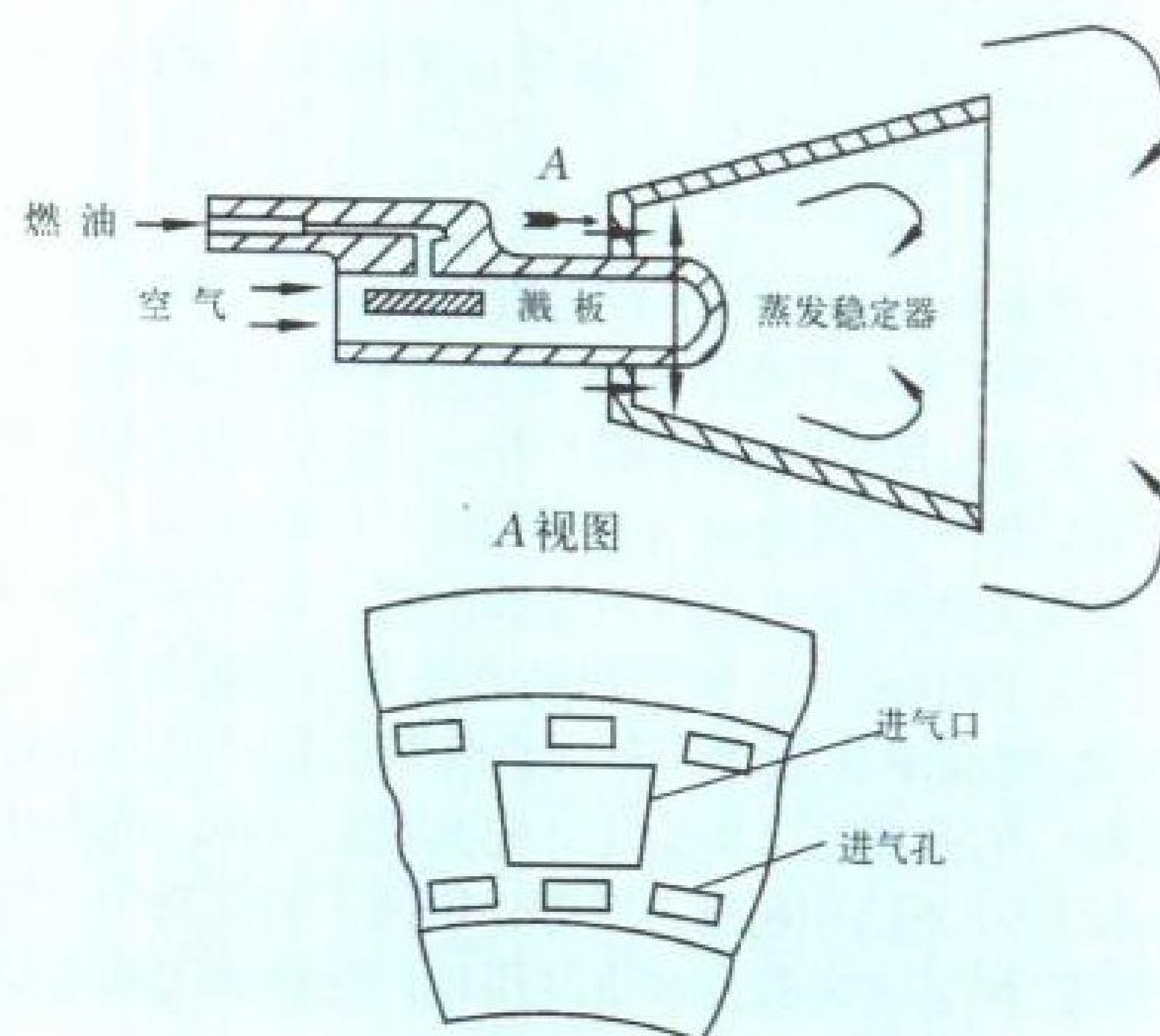


图 3　蒸发式稳定器

熄火边界宽，常用作主稳定器（图 3）。类似的方案有双层 V 形蒸发式稳定器。(3) 沙丘驻涡火焰稳定器（图 4）：形如沙丘，利用其后稳定的驻涡稳焰，其流阻小，稳定性好。常用组合沙丘。(4) 气动火焰稳定器：在气流中逆喷或侧喷空气或混气，形成回流区稳焰，类似的有尾缘吹气式气动火焰稳定器。优点为回流区可控，不加力时流阻小，但需引气和控

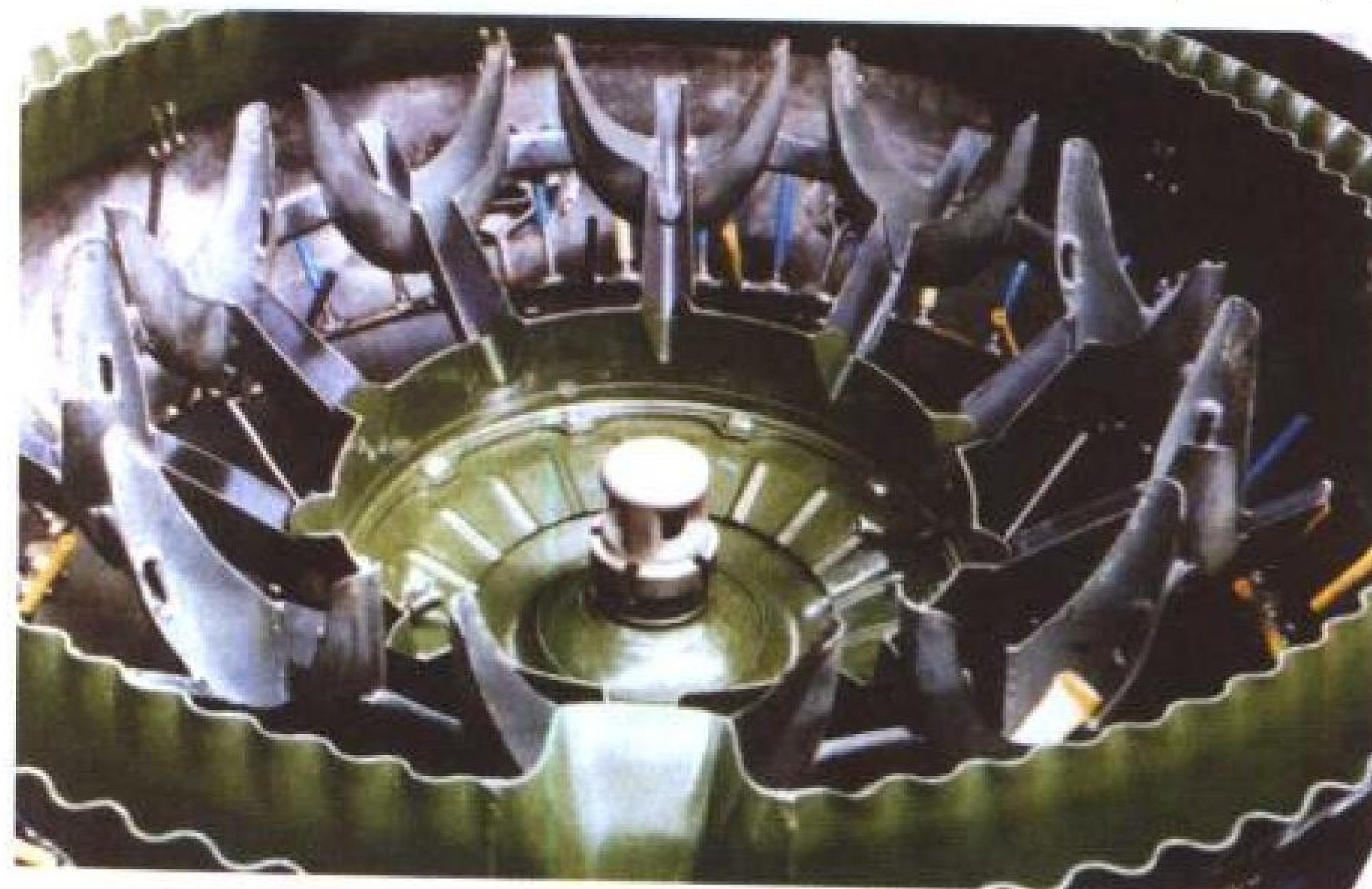


图 4　沙丘驻涡火焰稳定器

制，尚未应用。(5) 旋流片式火焰稳定器：用旋流片造成旋流回流稳焰，是旋流加力燃烧室特有的稳焰技术，尚在研究中。

（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

huomian

豁免 exemption　在确定型号合格审定基础时，型号合格证书申请人可因技术原因或不适用性向适航当局申请暂时或永久豁免适航标准中的某些条款，也可申请对适航指令中某些要求的豁免。申请豁免必须提交申请报告，报告内容应含豁免的具体条款、原因、相应的等效安全水平措施、涉及范围、豁免期限等。等效安全水平措施的含意是由于豁免了某些条款，原经适航当局确定的型号合格审定基础规定的安全水平将受到一定影响，为此必须采取相应的包括技术或使用限制在内的措施，以保证航空器仍处于原型号合格审定基础

确定的安全水平。技术性的措施如：当申请人设计的航空产品的某些设计特征无法完全满足适航标准的要求，但可通过类似设计特征在其他飞机上已经具有长期安全的使用经验来验证能够达到相同的安全水平。使用限制的措施如：申请正常类的航空器如申请豁免 § 23.221 “尾旋”，则该航空器不得按正常类航空器发证，一种可能是仅限于供农业作业使用。申请豁免必须经适航当局批准。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

huoji

货机　cargo aircraft　用于载运货物的运输飞机，货机通常专指用于商业飞行的民用货运飞机。实际上，军用运输机也是货机，但它与民用货机有显著不同，多是专门为运输武器装备而设计的。民用货机与客机相似，一般在大、中型机场起降。大多数民用货机由客机改装而成。为了装货的需要，除了将客舱内的座椅、装饰和生活服务设施拆卸外，还要将地板加强，提高承载能力。在货舱前侧设置较大的货舱门。一般货舱门的高度在 2 m 以上，宽度超过 3 m。货机还装设地板滚轮（棒）系统和起重吊车等，以便于装卸货物。货机在必要时可以恢复成客机或客货混用机，这样的飞机通常称为可转换飞机。专门为货运而设计的民用飞机还很少，多是为运输某种特殊货物需要而将客机机身更改的。

（撰写：程不时　修订：赵群力　审订：任源博）

huoqiao

货桥　loading ramp　运输机机身腹部或尾部用以装卸货物或供人员进出的专用斜板。通常利用后大门作为货桥。当后大门放下时，能在机身和地面之间形成一个斜坡，使车辆可以自行开入货舱或利用绞盘把货物拉入货舱。



中国的运 8 飞机正利用货桥装货

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

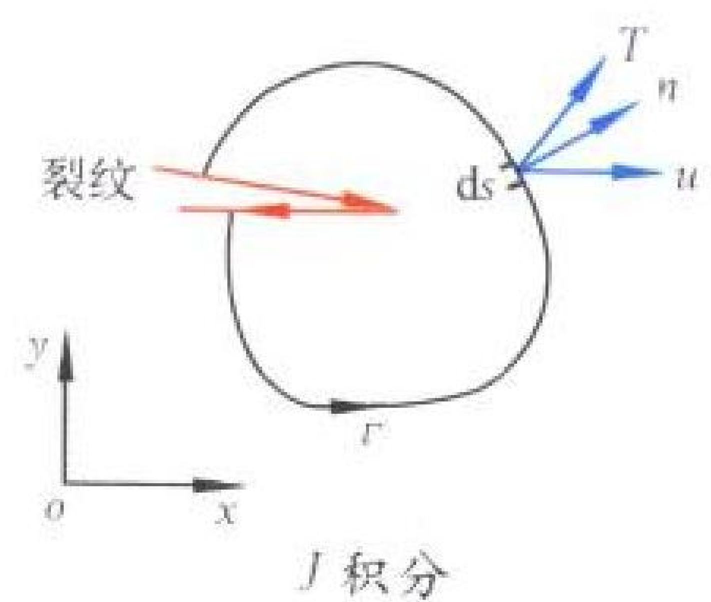


J jifen

J 积分 J-integral 弹塑性断裂力学中表示裂纹尖端处应力、应变场的特征参量。含穿透裂纹的均质板，裂纹表面无作用力，外力使裂纹周围形成二维的应力应变场，其 J 积分为

$$J=\int_{\Gamma}[W\mathrm{d}y-T\cdot(\partial u/\partial x)\mathrm{d}s]$$

式中 Γ 为围绕裂纹尖端线积分回路，始于裂纹下表面，终于裂纹上表面(见图)；W 为弹性体中应变能密度；T 为作用在回路 Γ 单位长度上的力；u 为回路边界上的位移矢量；ds 为回路曲线的弧元素。



J 积分

J 积分与回路路径无关，故 J 积分为裂纹尖端应力和应变场的一个特征值。当 J 积分达到临界值 J_C 时，裂纹失稳扩展。

J 积分是建立在能量原理上的一种方法，在线弹性情况下，J 积分与能量释放率 G 等同，$J=G$。因此 J 积分与应力强度因子 K_{I} 的关系为

$$J=K_{\mathrm{I}}^{2}/E\text{(平面应力)}$$

$$J=K_{\mathrm{I}}^{2}(1-\mu^{2})/E\text{(平面应变)}$$

式中 E 为弹性模量；μ 为泊松比。

（撰写：郦正能 审订：张行）

jiding gongji

击顶攻击 top attack 对坦克的薄弱处——顶部实施的攻击。新一代航空火箭弹利用其子母式战斗部或新一代航空子母炸弹利用其反坦克小弹有效对付集群坦克的一种攻击方式。

采用子母式战斗部的新一代航空火箭弹，如法国的“多标枪”68/100、意大利的“斯尼亚”81/122 等，在从载机的火箭发射器发射之后，各发火箭弹根据规定的延期时间，在目标区上空一道虚拟的垂直于地面的“空间墙”内，由子母式战斗部的引信引燃弹射装药，抛射小弹（见右栏图）；或者，在弹道上的预定点抛射小弹，以获得所需的覆盖面积。各个小弹在各自降落伞作用下稳定下落，并采用触发引信，攻击集群坦克的顶部，从而增大攻击效能。

新一代航空子母炸弹，如美国的 CBU-87/B“综合效应弹药”(CEM) 子母炸弹，其子母弹箱内装 202 颗 BLU- 97A/B“综合效应小弹”(CES)。该小弹头部装有一个弹出式导管，前端装有压电晶体，引爆针刺雷管，由其引爆主装药。小弹引信在从子母弹箱内弹射出来之后，经过延时后解除保险，小弹尾部的充气式减速伞在小弹飞至安全距离时才展开，使小弹向前的速度减小，尽快转入垂直下落，并保证飞行的稳定性，以便对坦克装甲最薄弱的顶部实施击顶攻击。


击顶攻击示意图

（撰写：王祖典 审订：柯 恂）

jichang

机长 overall length 飞机的总长度。飞机纵向参考轴处于水平位置时，在切飞机两端的两个与飞机参考轴垂直的平面之间的距离。机长通常不包括空速管，包括空速管时必须注明。

（撰写：任源博 审订：顾诵芬）

jichang

机场 airfield, airport, aerodrome 供飞行器起降、停放、维护，并有专门设施保障飞行活动的场所。通常设在地形、地质、水文、气象和交通条件较好，并在飞行场地周围能划定一个净空区的地方。按用途，有军用机场、民用机场和专用机场之分；按场基，又可分为陆地机场（含冰上机场、盐湖机场）和水面机场；按机场海拔高度，可分为平原机场和高原机场。根据跑道的长度和承载能力、地面设施的完善程度，以及机场区大小等特点，又将机场分成若干等级。

专供军用飞机使用的机场称为军用机场，按设备的齐全程度和用途不同，又可分永备机场和野战机场。按其战略位置，军用机场分为一线机场、二线机场和纵深机场，其配置应符合战略方针和作战意图，便于构成机场网。军用机场通常由飞行区、各种保障设施、办公居住区和交通网线组成。飞行区包括飞行场地和机场净空；飞行场地通常包括跑道、滑行道、保险道、联络道和停机坪等；保障设施包括指挥塔台、导航台、雷达站、气象站、机库、机窝、靶场、航材库、通信设施、军械设施、油料设施、乘务设施等；交通网线包括铁路支线、场外公路和场内道路网等。

民用机场通常由飞行区、候机楼、货运站和交通网组成。有的民用机场设有为航空公司服务的地面设施和维修基地。设在机场区的空中交通管理、油料供应、航空公司业务机构等通常不归机场管辖。中国的民用机场法定名称叫“机

场”，“航空港”是其别称，“航空站”、“航站”是过去对小型机场的称呼。

专用机场是指飞机制造厂、科研机构、院校等单位专属或为某种特殊需要而专门设立的机场。



机场鸟瞰

（撰写：王立群　管　德　审订：姬永兴）

jichang baohe

机场饱和　aerodrome capacity saturation　机场的飞机起降架次达到机场小时容量或者机场的旅客吞吐量达到机场设计容量的情况。机场饱和的原因可能是原定的机场容量满足不了空运量的增长，也可能是因气象变化或其他意外情况引起的空运量大波动。（撰写：王立群　审订：马建新）

jichang baozhang sheshi

机场保障设施　airfield support facilities　保障飞机安全运行与空运业务所需的机场地面设施的统称。它包括永久性的和半永久性的设施，诸如指挥塔台、拦阻设施、目视助航设施、导航台、定向台、雷达站、气象站、机库、洞库、维修车间、四站、航材库、军械设施、油料设施、乘务设施、车库等等。机场保障设施一般是同类的飞机通用的，但也有是个别机型专用的，例如某种战斗机专用的特种燃油箱工作房。（撰写：王立群　审订：马建新）

jichang buju

机场布局　airfield basing, airfield network　又称机场网。在一定地域内根据作战需要修建多个层次机场所形成的布局。通常包括若干中心机场、永备（常规）机场、野战机场、公路跑道和垂直起降场。机场网是空军战场准备的主体，航空兵部署及遂行任务的依托。对于提高部队现代条件下机动作战能力和生存能力，具有重要作用。平时有重点地进行建设，战时继续完善。机场网根据国家军事战略及航空兵作战任务、兵力编成、飞机性能和地理条件，在保证集中使用兵力于主要方向和发挥航空兵高速机动能力的前提下，按前沿、二线和纵深，或按前沿、纵深进行配置。通常前沿机场供歼击、强击航空兵使用，二线、纵深机场供轰炸、运输航空兵使用。野战机场、公路跑道、垂直起降场一般配置在前沿、二线永备机场附近。永备机场一般配置在中心机场周围。须按照统筹规划、合理布局的原则，逐步形成中心机场、永备机场与野战机场三者，现用机场与预备机场，空军机场与其他军兵种机场，军用机场与民用机场，机场与公路跑道、垂直起降场相结合的机场体系。野战机场、公路跑道、垂直起降场及具有多功能保障能力的大型机场，在机场网中的地位和作用将日益提高。

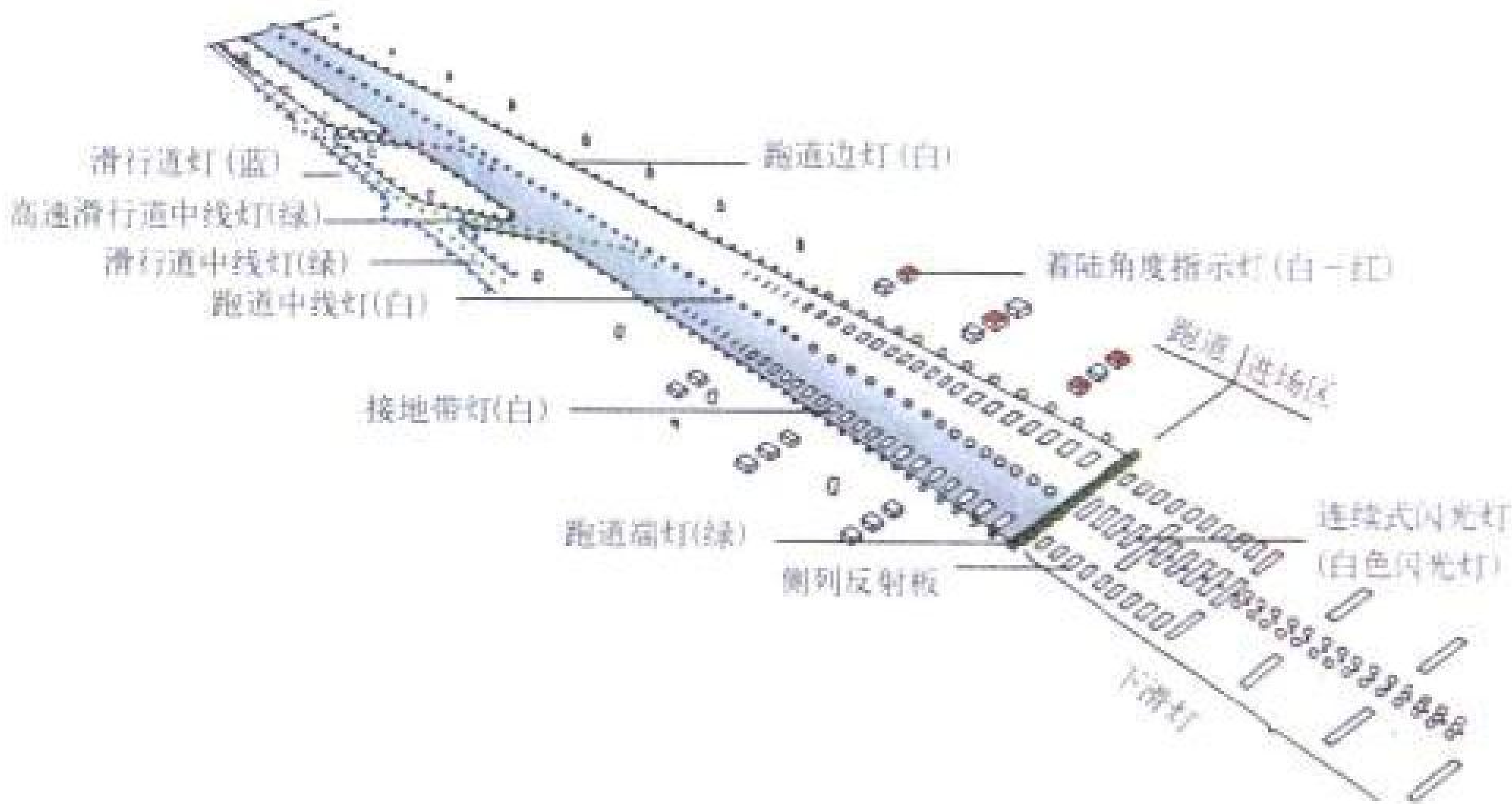
（撰写：军　典　修订：范黎明　审订：王立群）

jichang dengbiao

机场灯标　airfield marking light　用旋转光束标志机场位置的灯光设备。供驾驶员在夜间和昼间低能见度条件下识别机场用。设在跑道主着陆方向的近距导航台与远距导航台之间，距近距导航台 50 ~ 100 m。灯标周围应视野开阔，不能有遮蔽灯光的障碍物，不应对飞行指挥员和进场着陆中的飞行员产生眩光。在一个地区机场较多时，还设有识别灯标。机场灯标为全向发光，发射绿、白色相间的闪光信号，闪光频率为每分钟 20 ~ 30 次。（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

jichang dengguang

机场灯光　airfield lighting　在机场飞行场地设置的灯光信号设备的总称。用以保障飞机或直升机在夜间或昼间低能见度条件下正常起飞、着陆和滑行。主要包括跑道灯、跑道端灯、滑行道灯、下滑灯、场界灯、T 字灯、机场灯标等。



机场灯光示意图

机场灯光设备是机场设施的重要组成部分，它随着航空技术发展的需要而产生并在自动化、标准化、节能、提高可靠性和维修性方面不断完善。

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

jichang dengji

机场等级　airfield class　根据机场所能保障的飞机类型、场道规格、场道标准和设备完善程度，给机场划分的等级。由于机场分民用机场和军用机场，两者等级划分标准亦不同。

军用永备机场通常采用两个指标来划分机场等级：指标一是按跑道基本长度划分；指标二是按跑道承载能力划分。按跑道基本长度分为特级和一、二、三级四个等级：特级机场供重型轰炸机和大型运输机使用；一级机场供中型轰炸机和中型运输机使用；二级机场供歼击机、强击机、轻型轰炸机和中型涡轮螺旋桨运输机使用；三级机场供初级教练机和小型运输机使用。按道面承载能力分为 A、B、C、D、E 五个等级。军用机场的等级通常是用上述两种等级综合表示，如特 A 级、Ⅰ B 级、Ⅱ B 级、Ⅲ C 级、Ⅳ D 级等。

民用机场只有飞行区等级，用两个指标表述。指标Ⅰ表示跑道长度，分 1 ~ 4 级；指标Ⅱ表示跑道宽度，分 A ~ F 级。两个指标组合表示飞行区等级。等级越高表示跑道越长、越宽。（撰写：范黎明　刘功仕　审订：姬永兴）

jichang fanghu gongcheng

机场防护工程　airfield protective engineering　为避免或减

少机场设施和人员在敌方袭击时遭受破坏和杀伤，而在机场上构筑的防护工事的总称。主要有飞机防护工事，指挥、通信机构防护工事，飞机维修设施防护工事，车辆、四站与供电设备的防护工事，油料、弹药、航空器材库的防护工事，以及各类人员的防护工事等。机场防护工事通常建于地下，利用地形修成坑道式或掘开式。一般设两个出入口，口部设防护门、密闭门。根据需要内部安装供水、供电、通风和防核、化学、生物武器设备，具有对常规武器和核、化学、生物武器的防护能力。修建机场防护工程通常考虑平战结合、攻防兼顾，既便于平时使用维护，又利于战时攻防转换和快速修复应急使用。

未来战争中，机场遭到常规武器突击的可能性增大，也不能排除核武器的突击。防护工程的设置宜采取隐蔽、坚固、分散及重复设置的原则，以保证防护工程的稳定性与生存能力。因此，有些国家的防护工事除具有抗冲击载荷的能力外，还包括对冲击震动，核辐射，核电磁脉冲，化学、生物武器的综合防护能力。有的利用地形分散配置防护工事，适当重复修建备用工程设施。有的构筑假机场、假工事，用以迷惑敌人，减少真目标的损伤。随着武器系统破坏威力的增大和命中精度的提高，未来战场上坚不可摧的单个工事将很难存在，防护工程必须从整体布局上寻求提高生存力的新途径。（撰写：贾承文 修订：范黎明 审订：马建新）

jichang feixing guanzhiqu

机场飞行管制区 aerodrome flight control area 通常和机场区域的界线相同。参见机场区域。（撰写：管 德）

jichang feixing kongyu

机场飞行空域 aerodrome flight airspace 为机场划定的各种飞行空域。通常包括：驾驶术飞行空域、科研试飞空域、射击飞行空域、低空飞行空域、超低空飞行空域、夜间飞行空域和等待空域等。机场飞行空域应划设在航路、航线和空中走廊之外。机场飞行空域包括由机场地面向上垂直延伸的空域和只有一定空中范围的空域。（撰写：管 德）

jichang gongdian

机场供电 airfield power supply 提供机场电源的各种途径的总称。机场电源分为外来电源（地方市电）和自备电源（机场自发电）。当外来电源（或主发电站）供电中断时，备用电站应能自动迅速启动，确保不间断供电。



机场灯火电力控制装置

（撰写：空 典 审订：姬永兴）

jichang jingkong

机场净空 aerodrome clear space 机场两端两侧在一定范围内规定高度以上无障碍物的空间。机场净空要求原则是机场两端两侧符合标准，如果地形条件不许可，而又必须在该

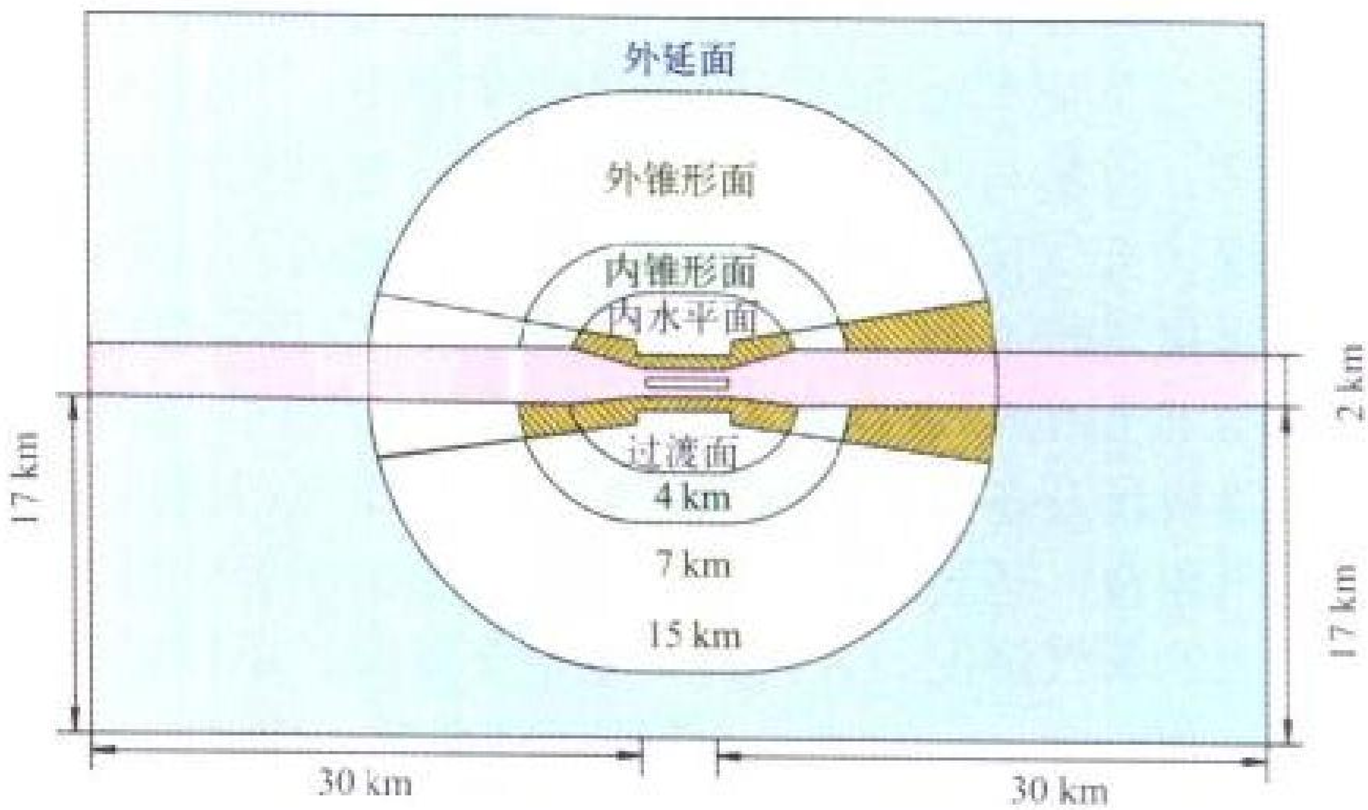


图1 机场净空平面示意图（以Ⅰ级机场为例）

地建设机场时，至少应一端一侧的净空条件符合标准，另一端一侧可降低要求。净空降低要求的障碍物限制面应根据使

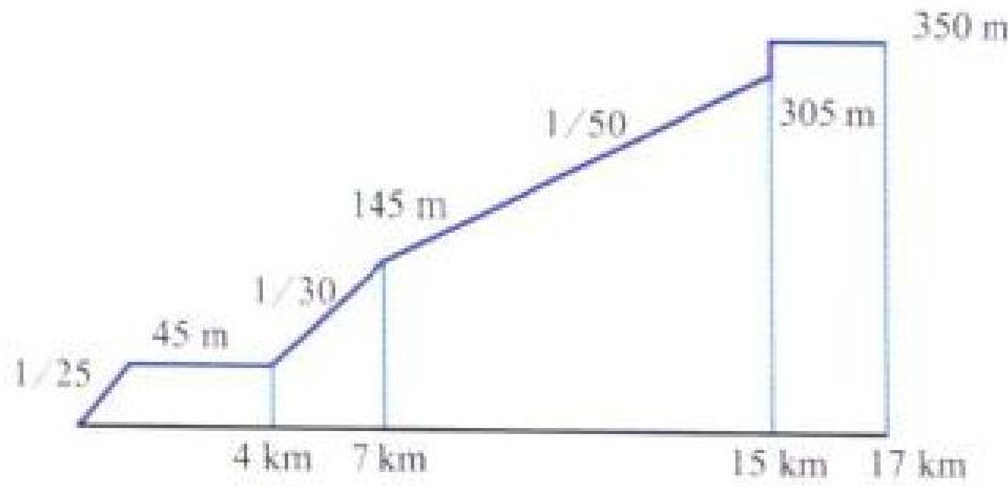


图2 机场侧净空剖面图（以Ⅰ级机场为例）

用机种、飞行航线在安全活动许可的最低限度条件来确定。机场净空是机场飞行活动安全的基本保障条件。

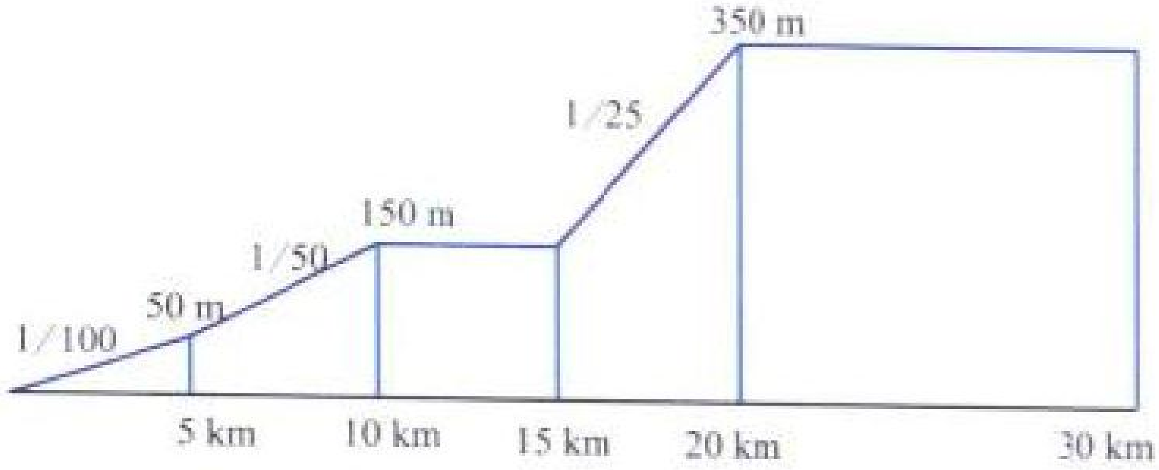
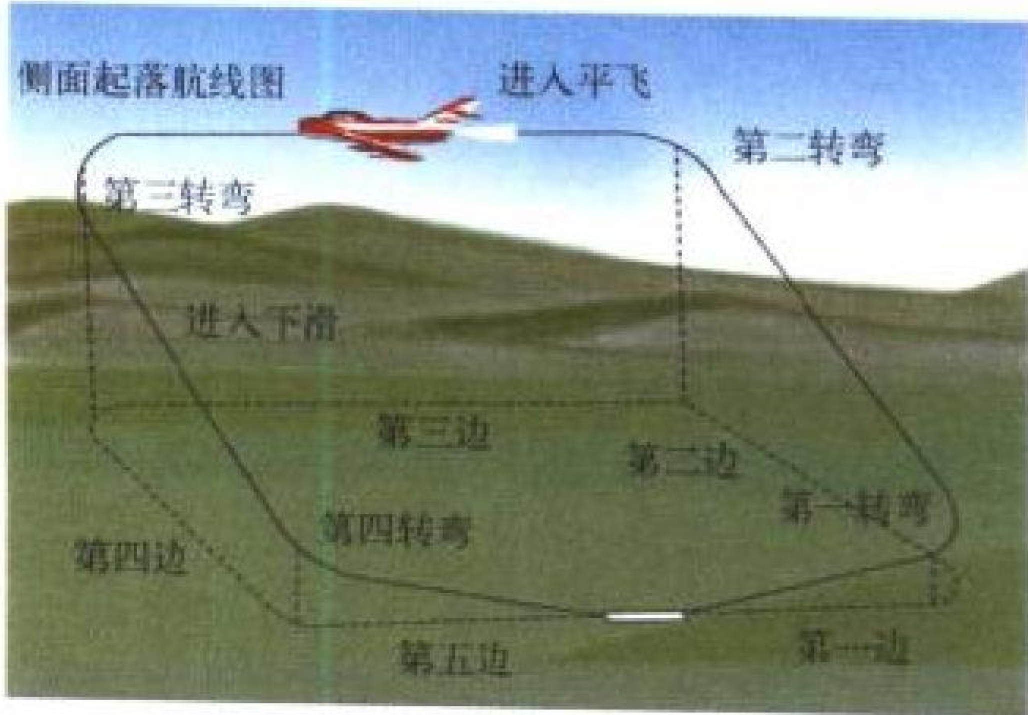


图3 机场端净空剖面图（以Ⅰ级机场为例）

（撰写：王吉昌 审订：薛顺来）

jichang qiluo hangxian

机场起落航线 aerodrome traffic circuit 飞机起飞后，按规定的高度、速度和预定的转弯点飞行一圈，然后着陆的过程（如图）。飞机起飞后向左转的叫左航线，通常只能使用左



机场起落航线示意图

航线。（撰写：黄东辉 修订：李忠孝 审订：周双全）

jichang qixiangtai

机场气象台 airfield meteorological station 机场实施飞行

气象服务保障的机构。根据空中交通管制员或者飞行指挥员下达的任务，对在本机场起飞、降落的航空器，实施气象保障；兼负飞行管制分区(区域)飞行管制任务部门的机场气象台，还应当负责本区内转场飞行的气象保障。其任务是进行气象观测；收集与飞行有关的气象情报；提供机场和航路的天气实况、天气预报和气候资料；向飞行机组人员讲解天气形势，提供飞行文件。飞行文件通常包括飞行活动区内相当于飞行高度层的特定高度面的高空风和气温图、重要天气图、主降机场及备降机场天气资料等。位于飞行情报区中心的机场气象台，还要利用雷达探测和卫星云图等监视本飞行情报区内的天气情况，并向有关空中交通服务单位提供必要的气象情报。（撰写：范黎明 审订：姬永兴）

jichang quyu

机场区域 aerodrome area 机场和为该机场划定的一定范围的设置各种飞行空域的空间。机场区域的划定，要考虑机场周围的地形，使用该机场的航空器，附近机场的情况，机场附近的航路、空中走廊、空中禁区、对空射击场或发射场、国境线的位置，以及公众利益和安全保障等因素。

（撰写：管 德）

jichang tatai guanzhiqu

机场塔台管制区 aerodrome tower control area 民用机场的机场飞行管制区。包括以跑道为中心的一定的地面范围和向上延伸的一定范围的空间。机场塔台管制区里，包括起落航线、仪表着陆系统工作范围内的航线，以及机场等待空域的最低一个高度层。（撰写：管 德）

jichang tianqi biaozhun

机场天气标准 aerodrome weather minima 为保证飞机安全起飞、着陆而为机场制定的天气限制条件。机场天气标准用云底高(云的下表面高出跑道的距离)和能见度(人眼在白天或夜间看到某种规定目标的距离)来表示。（撰写：管 德）

jichang xiaoshi rongliang

机场小时容量 airport capacity per hour 机场1小时内能保障起飞着陆飞机的最多架次。它是机场飞行保障能力的标志。机场小时容量的大小，与跑道数量、停机坪容量、指挥调度、地面保障能力、飞机类型、飞行员技术水平等因素有关。（撰写：王立群 审订：马建新）

jichang yunxing zuidi biaozhun

机场运行最低标准 airport minimum flight limits 机场许可飞机起飞和着陆的最低条件。分为机场运行最低起飞标准和着陆标准。着陆最低标准是根据所用的导航设施分为非精密进场和精密进场两类。它概述了一个机场允许飞机起降的最低能见度、云底高和可抗拒的最大风力的限制条件，因此通常也称机场运行最低气象标准。

制定机场运行最低标准由以下几个因素决定：

(1) 飞机的机型、性能和操纵特性；

(2) 飞行机组的技术水平；

(3) 机场跑道的尺度和特性(包括净空条件)；

(4) 机场目视助航和导航设施的性能及能力；

(5) 机场气象测报能力等。

机场运行最低标准是对飞机起飞和着陆飞行最关键位置所规定的最低安全保障。因此对于执行机场运行最低标准，各国都有法律性的规定。国际民航组织规定了三类着陆飞行天气标准。（撰写：王吉昌 审订：薛顺来）

ji dan ganrao

机弹干扰 airplane-missile interference 导弹悬挂在载机上飞行时，载机和导弹流场之间相互作用的现象。由于机弹干扰，载机和导弹所处的流场特性与它们各自单独飞行时的流场特性有很大的不同。图1、图2和图3为导弹悬挂在机翼下典型的干扰流场。

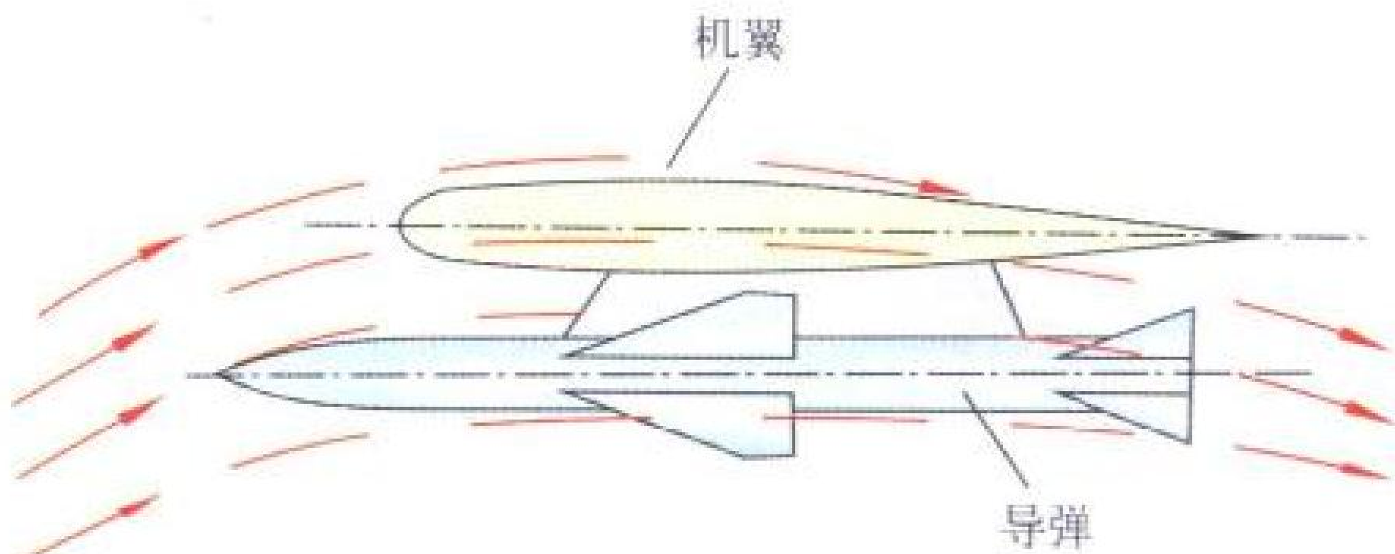


图1 机翼—发射架—导弹组合时俯仰方向的流场，低速大迎角情况

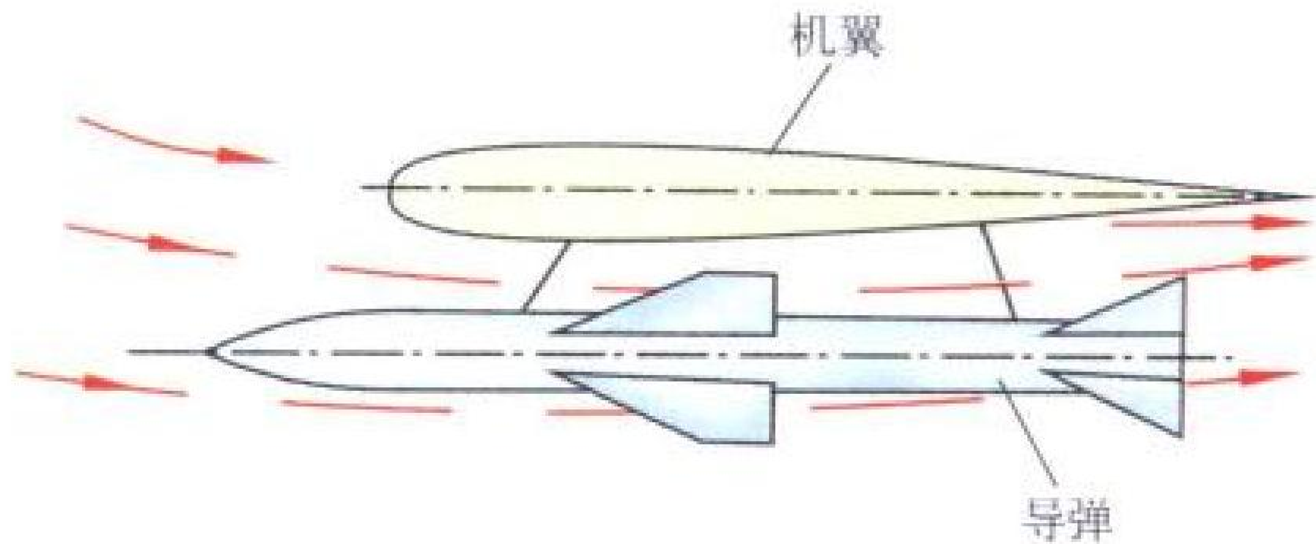


图2 机翼—发射架—导弹组合时俯仰方向的流场，高速小迎角情况

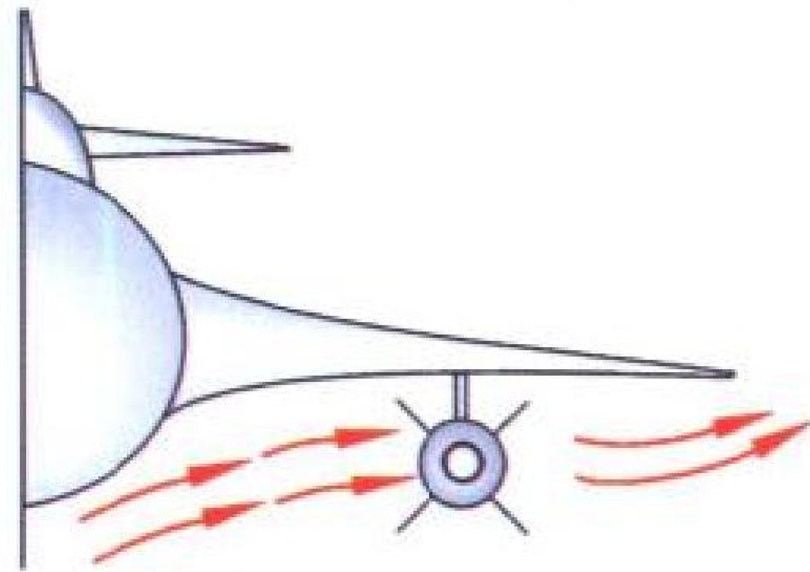
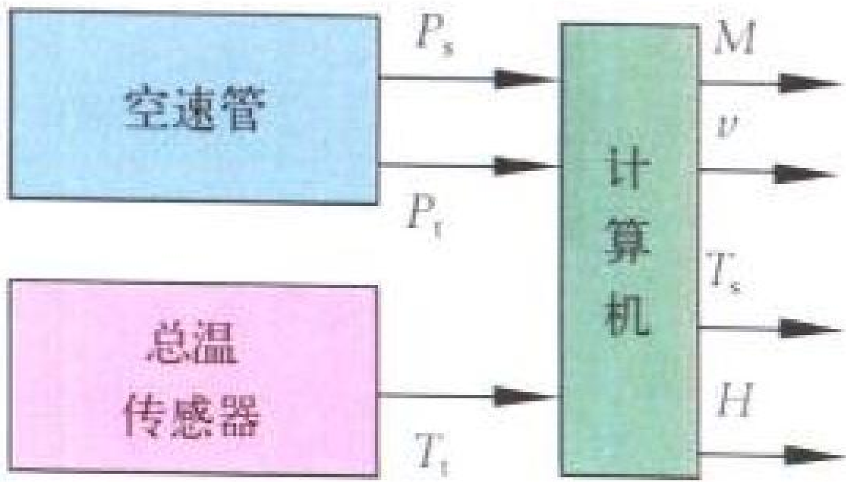


图3 机翼—发射架—导弹组合时横侧方向的流场

（撰写：葛全瑜 审订：王祖典）

jidianshi daqi shuju jisuanji

机电式大气数据计算机 electro-mechanical air data computer 又称机电式大气数据中心仪。一种多输入/多输出的机电式机载综合测量系统。早期的大气数据计算机的信号源主要是空速管和总温传感器，迎角传感器的信号是修正信号，经计算机计算后可输出空速 v（真空速）、马赫数（M）、大气静温 T_S 和气压高度 H 等。图中给出了大气数据计算机的输入输出信号。其主要特点是：动压、静压传感器均为机电伺服



大气数据计算机的输入输出信号

式压力传感器，计算装置也是机电伺服式的，是 20 世纪 60～70 年代的主要仪表之一。目前它逐渐被数字式大气数据计算机所代替。（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

jidian zhuanhuan caozong zhuangzhi

机电转换操纵装置 electromechanical control interchangeable mechanism 实现电传飞行操纵系统与备份机械操纵系统之间转换的装置。在转换过程中，电传操纵和机械操纵可以同时输入，但对输出完全没有影响，并且转换前后，一套系统工作时对另一套系统不产生影响。图 1 是一种由 4 部分组成的机械式转换操纵装置。其中有：两个完全相同并对称安装的驾驶员输入机构 $O_1ABCDEFGO_2$ 和电传副舵机输入机构 $O_1'A'B'C'D'E'F'G'O_2'$，一个合成输出机构 O_3HKMNH'，一个液压转换机构 $O_4SPO_2P'O_2'$。如图 1 所示，液压转换机构使该装置处于完全机械操纵状态，即机械操纵起作用时电传操纵不起作用，而且输入、输出机构均处于中立位置。如果此时驾驶员操纵和电传操纵都有 φ 输入，如图 2 所示，驾驶员输入能够引起 K 点的输出，而电传副舵机输入不会引起 K 点的输出。如果两个输入机构各构件的位置正好相反，此时若输入角 φ，则驾驶员手操纵输入机构不会有输出，而电传副舵机输入机构就会产生输出，并经连杆 $F'H'$ 和合成输出机构使 K 点产生输出位移。这样就达到了驾驶员和电传操纵两者相互独立，互不干扰，又可转换的目的。即在完全机械操纵状态或完全电传操纵状态下互相没有力的干扰作用。

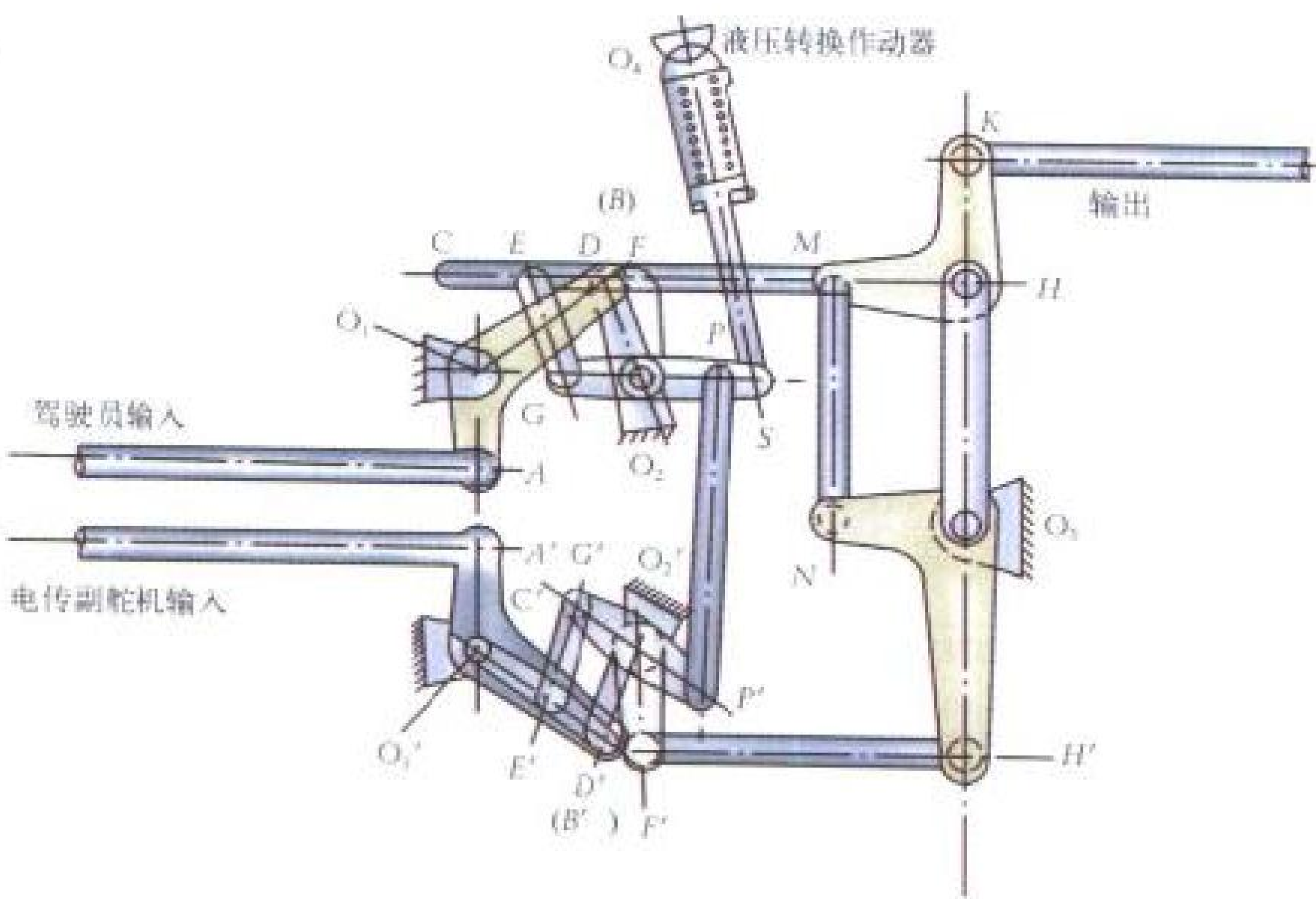


图 1 机电转换操纵装置处于完全机械操纵状态时的中立位置

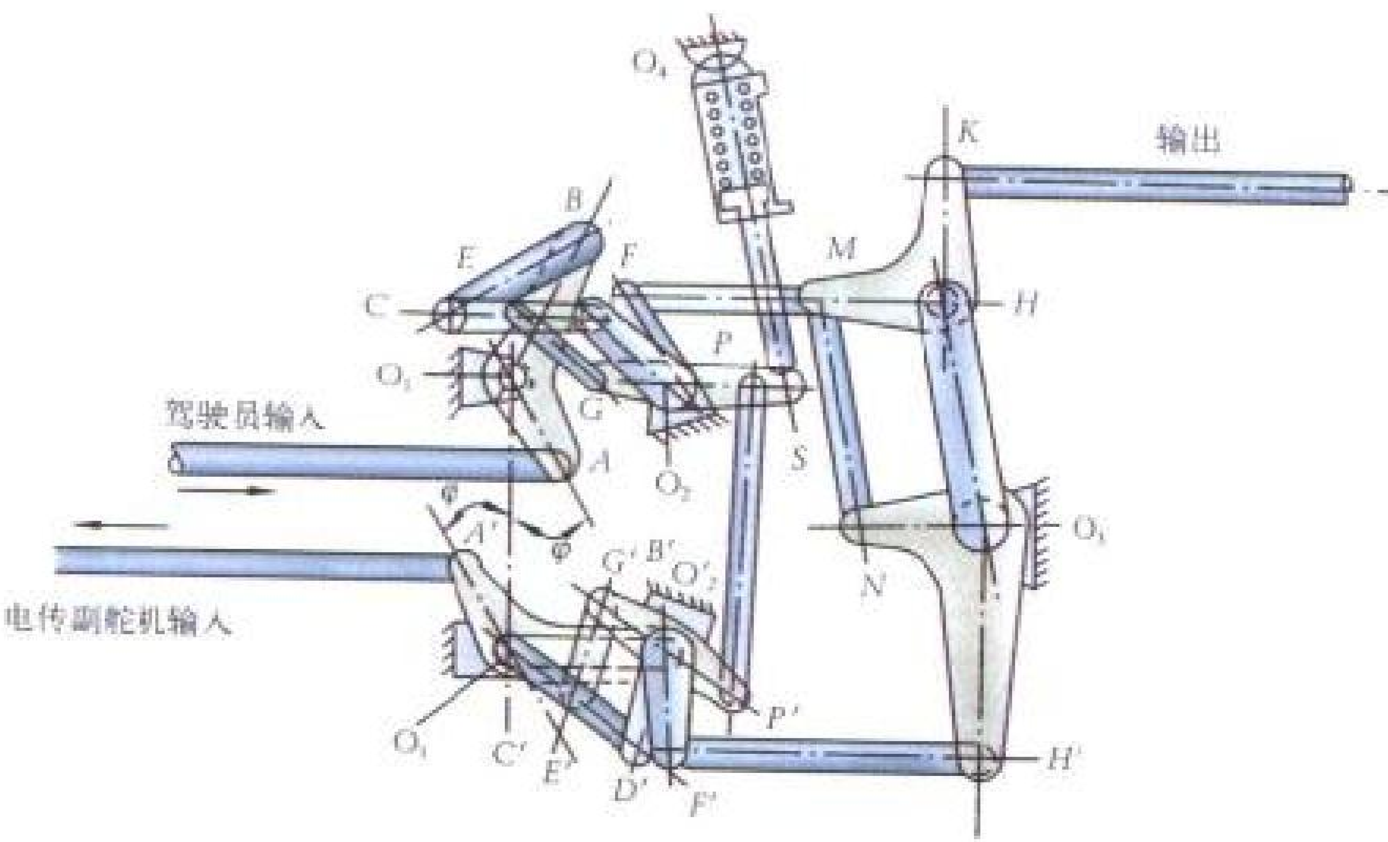


图 2 机电转换操纵装置处于完全机械操纵状态时输入 φ 角

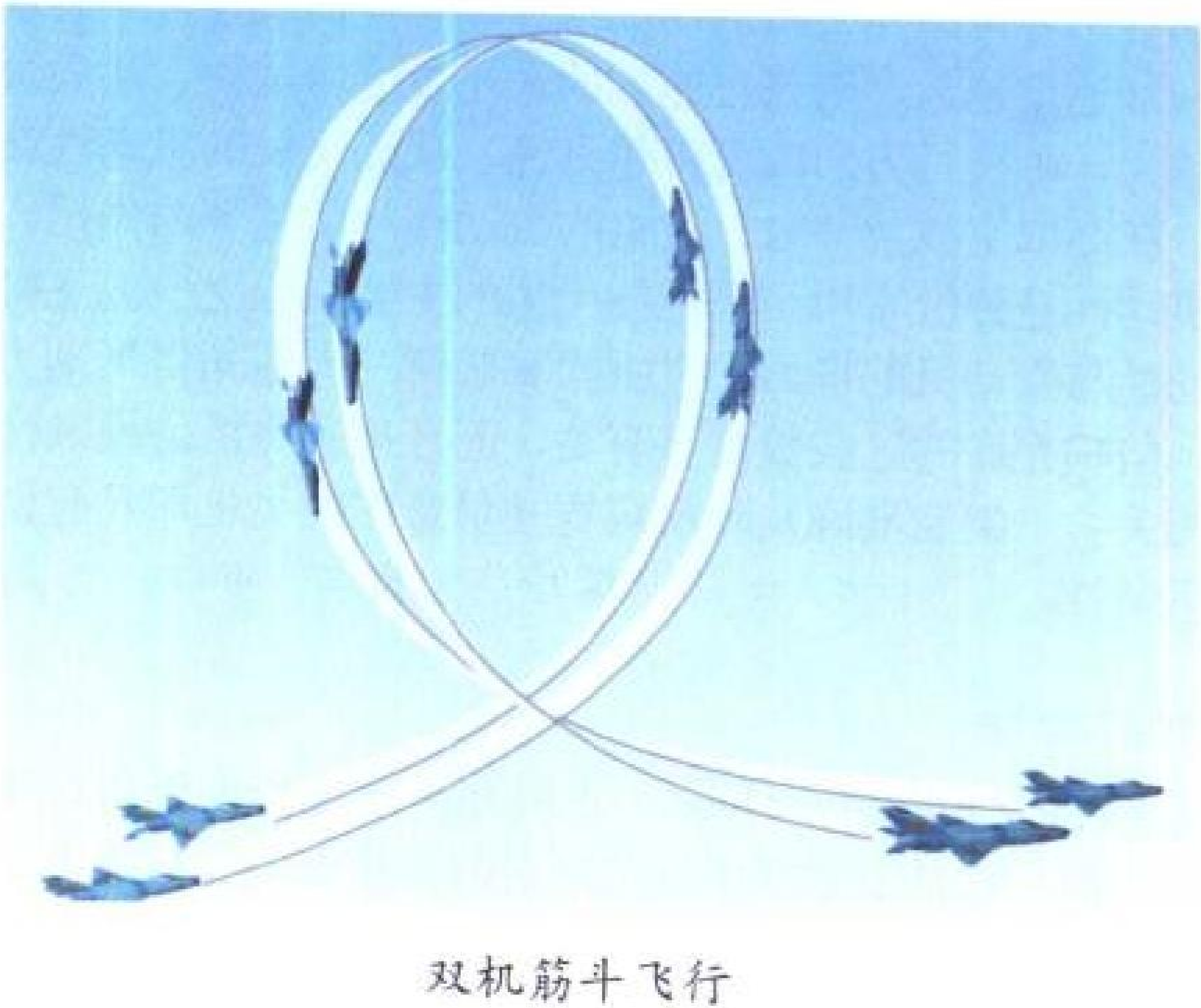
（撰写：徐鑫福 修订：于黎明 审订：王占林）

jidian zuodong zhuangzhi

机电作动装置 electromechanical actuation unit 以电动机为动力源直接作动飞行舵面或其他装置的设备。简单的机电作动装置早已用于飞机。研制中的机电作动装置以稀土永磁材料、大功率半导体器件和微处理机等技术为基础，由电动机、控制器、反馈装置和齿轮机构组成。用于作动飞行舵面的作动装置往往是多余度的。其中，电动机都采用 270 V 高压直流稀土永磁无刷电动机。控制器又可分为两部分：(1) 信号处理部分：实现双向转速控制和运动参数检测，起伺服控制的作用，并与被作动系统接口；(2) 功率转换部分：响应来自信号处理部分的逻辑和顺序指令，控制电动机的电压和电流，与被作动装置所要求的转矩和运动速度匹配。研制中的机电作动装置与液压、气压和机械作动装置相比，具有最优的综合性能，并能适应主动控制技术和多电飞机的发展要求。最近又在探索开关磁阻电动机用于机电作动器的可行性。（撰写：于敦 审订：杨燕生）

jidong feixing

机动飞行 maneuvering flight 飞行状态和飞行参数都在不断地变化的飞行。单位时间内改变飞行状态的能力称为机动性。飞机的机动性能好坏是评价飞机性能的重要指标之一。在同一时间内飞行状态、飞行参数变化大的飞机其机动性能好。军用歼击机、强击机和截击机等飞机要求机动飞行性能更高。机动飞行可在铅垂面内、水平面内和三维空间进行。铅垂面内的机动飞行：如筋斗（如图所示），在整个筋斗飞行中，飞行状态、速度、高度和过载等参数都在不断地变化。完成一个筋斗所需要的时间越短，机动性能就越好。水平面内的机动飞行：如盘旋，一般盘旋都作 360° 的转弯。在盘旋过程中飞机的高度、速度、坡度（倾斜角）和过载都要求不变，但航向不断地变化。旋转 360° 所需时间越短，盘旋半径越小，方向机动性能就越好。空间机动飞行：如斜筋斗，战斗转弯等，做这些特技飞行时，飞行状态、高度、速度和航向都在不断地变化，完成这些特技飞行的时间越短，飞机的机动性能就越好。机动飞行包括特技飞行。



双机筋斗飞行

（撰写：李玉璞 审订：李志强）

jidong jinyi

机动襟翼 manoeuvre flap 在飞机作较大过载机动飞行时，能偏转的前缘襟翼和后缘襟翼。它在飞机机动飞行时偏转，改变翼型弯度，产生更大的升力，并减少升致阻力。这

种襟翼与在飞机起飞和着陆时使用的襟翼的受载状况不同。机动襟翼因在大速压下偏转时受到较大载荷，所以刚度要求及操纵系统都要根据机动襟翼的设计要求确定。

（撰写：林振申　修订：赵秀丽　审订：顾诵芬）

jidong texing celiang

机动特性测量　measurement of maneuvering characteristics　为验证飞机设计指标及为编写新型飞机技术说明书和飞行员手册提供依据而进行的飞机机动特性试验测定。表征飞机机动性的参数较多，目前尚无统一规定的综合指标。但一般情况下，给定发动机状态，用飞机的飞行速度（M数）、飞行高度、飞机角速度和重心处过载的可用范围，以及这些参数随时间变化的能力和达到规定值的时间等来表示飞机的机动特性。这些量值是飞机机动性的综合指标。由于用全部机动动作来评定飞机机动性综合指标较为困难，因此一般只测量机动性的局部指标，如水平加减速性能、爬升性能和盘旋性能等。有时也作一些特技飞行试验，如对战斗机，其特技飞行项目包括急跃升、战斗转弯、半滚倒转、横滚、筋斗和俯冲等。

（撰写：戈平　修订：李志强　审订：屈见忠）

J

jidongxing

机动性　maneuverability　单位时间内改变飞行器飞行状态（飞行速度、飞行高度和飞行方向）的能力。飞行状态改变的范围越大，改变状态所需的时间越短，则飞行器的机动性就越好。通常机动性可划分为速度机动性、高度机动性和方向机动性，并可以用飞机的切向加速度和法向加速度来表征。切向加速度越大，则飞行速度的大小改变得越快；法向加速度越大，则飞行方向改变得越迅速，从而飞机的机动性就越好。在夺取空战优势时，飞机的机动性起着重要的作用，因此机动性是评价军用飞机性能优劣的主要指标之一。飞机的机动性与发动机的推力、飞机的翼载荷、大迎角空气动力特性、结构允许的过载数值等有关，而且也和飞机的操纵性紧密相关。一架能准确及时反应驾驶员意图的飞机即具有良好的机动性。

（撰写：金长江　审订：肖业伦）

jidong zaihe

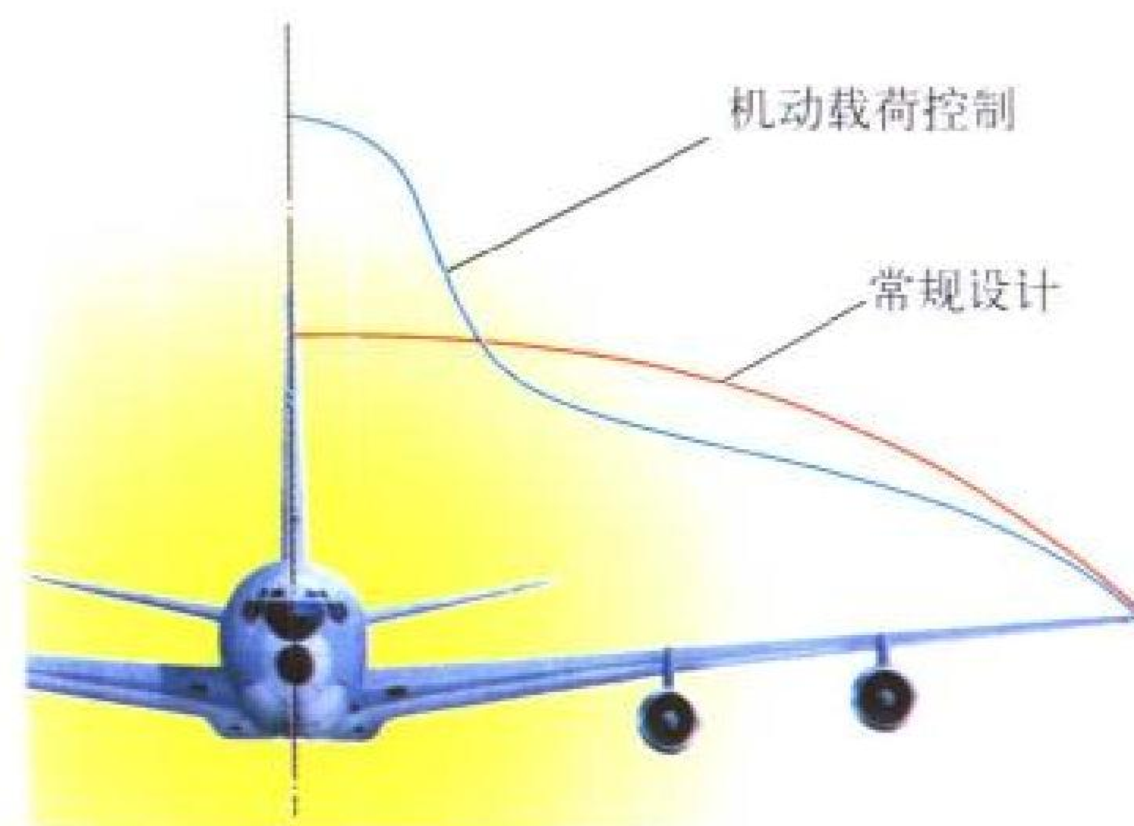
机动载荷　maneuver load　飞机在机动飞行中作用在飞机上的载荷。它是根据强度规范规定的典型机动飞行情况，或飞机飞行轨迹，飞行品质实际情况，按运动方程计算及风洞试验得出的。机动载荷是飞机结构设计的主要依据。飞机设计定型后，通过飞行试验进行检验。

飞机在长期使用中，其机动载荷具有随机性。用数理统计理论对大量实测数据进行统计分析得到的机动载荷谱，是估算飞机使用寿命和疲劳试验的依据。

（撰写：何君毅　审订：郦正能）

jidong zaihe kongzhi

机动载荷控制　maneuver load control　主动控制技术功能之一。在机动飞行的情况下，通过自动控制的方法使机翼载荷重新分布，从而达到所需要的性能效果。飞机可以通过机动载荷控制保持总升力不变，而使翼根弯矩减小，从而使机翼的应力水平降低，机翼结构重量减轻。所采用的方法有：开环控制，依驾驶员操纵指令，按规定的程序驱动选定的气动操纵面，该系统无需测量元件，但对突风不敏感；闭环控制，通过感受法向过载或翼根弯矩构成闭环控制系统，按一定的控制规律驱动相应的气动操纵面，但此方法不易区分机动载荷和突风减缓。



机动载荷控制的作用

（撰写：王宗学　审订：王占林）

jidui

机队　airplane group　由执行同一任务、受统一指挥、并保持目视联系或战术联系的若干空中编队或单机组成的机群。不同机种编队组成的机群，称为混合机队。

（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

jigao

机高　overall height　飞机的总高度。飞机停放在地平面时，通过飞机最高端的平行于地平面的平面与停放地平面之间的距离。

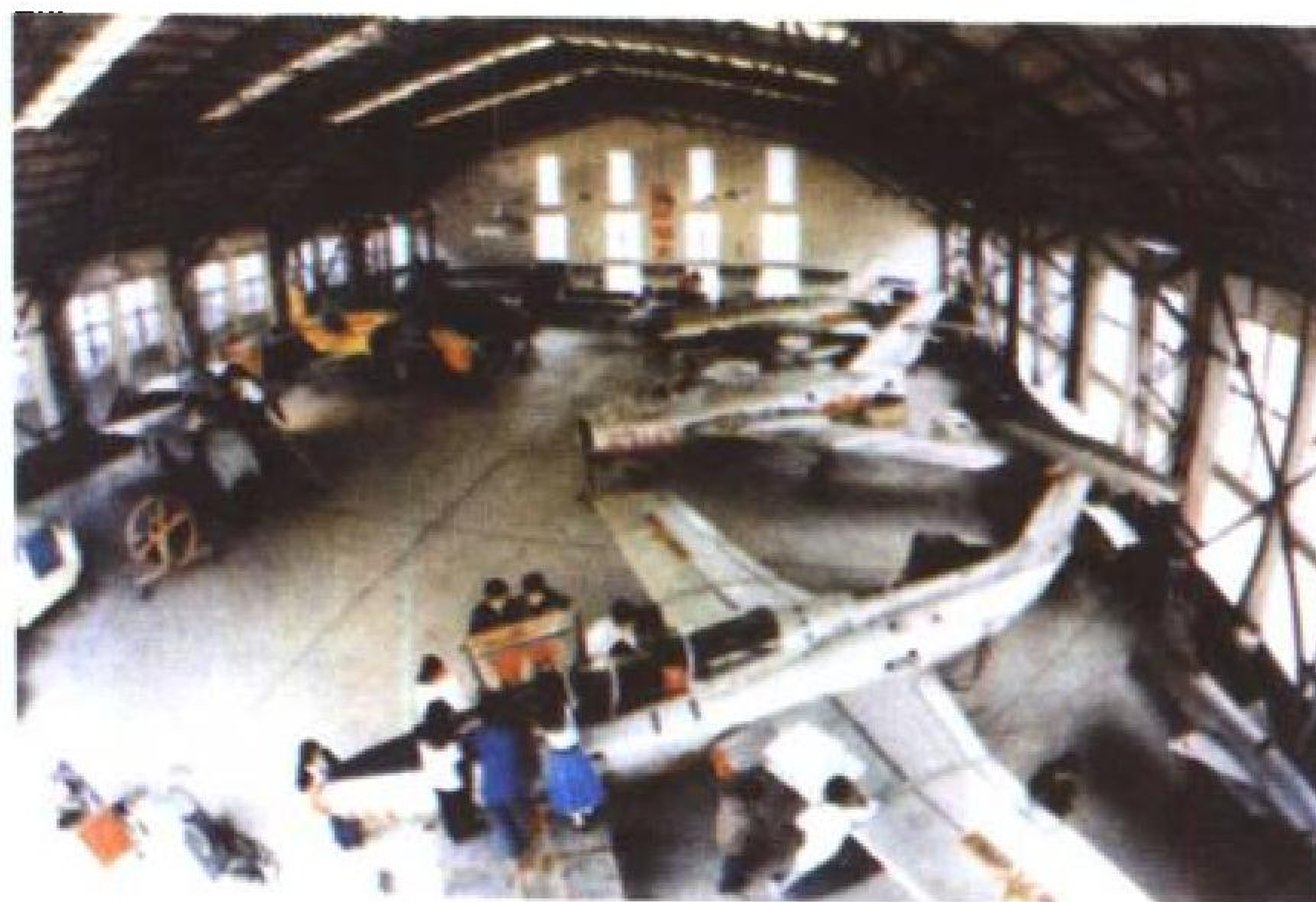
（撰写：任源博　审订：顾诵芬）

jijiang

机降　airlanding　见空降。

jiku

机库　hangar　飞机库的简称。机场中供维修和停放飞机用的建筑物。它是飞机进行定期检修、机载设备加改装、排除重大故障、战伤或损伤修理的工作场所或必要时停放的场所。其使用面积和高度根据适用机种机型而有所不同，通常一个机库能容纳 1 ~ 2 架轰炸机或大、中型运输机，或者可容纳 3 ~ 4 架歼击机。机库前设有停机坪，并有拖机道与跑道相通。机库周围设有供机载设备离位维修用的工作房，有的与机库建成一个整体结构，有的工作房与机库在结构上是分离的。在航空兵部队把机库与工作房合称为“修理厂房”或“定检厂房”，它们之间只是规模大小的不同。



机库

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

jilun

机轮 wheel 装在起落架结构下部横轴上，支持起落架在地面作滚动运动的轮状结构的统称。它由轮毂、轮胎和装在轮毂内的刹车装置等组成。但在前轮、尾轮或辅助轮（如护翼轮）的机轮上一般没有刹车装置。20 世纪 60 年代，装盘式刹车装置（如钢刹车盘）的机轮已被广泛采用。到 70 年代，铍、碳—碳复合材料刹车盘已开始应用。轮毂材料也从铸镁合金发展为高强度铸铝。新式机轮朝着高载荷重量比、长寿命的方向发展。

（撰写：杨国柱 修订：赵秀丽 审订：任源博）

jilun kazhi

机轮卡滞 wheel locking 当轮胎与跑道接触面间产生最大结合系数时所对应的滑动点的量值，称为最佳滑动量，以 σ_p 表示。当滑动量 σ 小于或等于 σ_p 时为稳定滑动状态，此时刹车力矩与结合力矩及机轮惯性力矩平衡，且结合力矩随刹车力矩增加而增大。当滑动量 σ 大于 σ_p 时为不稳定滑动状态，此时结合力矩逐渐减小，导致机轮迅速进入刹死状态，此即为机轮卡滞。一旦发生卡滞现象，结合系数随滑动量的增加而降低，进入恶性循环，这是应竭力避免的。

（撰写：张燮年 审订：杨燕生）

jilun shache xitong

机轮刹车系统 wheel brake system 飞机地面滑行时控制减速制动及操纵方向的系统。在刹车过程中，机轮刹车系统调节刹车压力，控制刹车装置的工作状态；飞机着陆滑行时的动能通过刹车装置摩擦盘的相互摩擦，转变为摩擦盘上的热能，使刹车装置的温度升高，再通过自然冷却或强制冷却将热能散掉，进而使飞机减速直至停止滑行。它包括刹车控制系统、机轮和刹车装置 3 大部分。刹车控制系统控制滑行时减速制动和滑行方向；机轮承受地面载荷和刹车引起的载荷，并把载荷通过起落架轴传到飞机上；刹车装置作为刹车系统的执行元件在刹车时将飞机的动能转化为热能而散失。机轮刹车系统从功能上可分为正常刹车系统、应急刹车系统（有的飞机采用两套正常刹车系统不另设应急刹车系统）、牵引刹车系统、停放刹车系统以及起落架收上后使机轮停止转动的自动刹车系统。根据系统的工作介质可分为气压刹车系统和液压刹车系统。一般由刹车减压阀、差动活门、锁闭减压阀、转换活门、减压加速器、电磁活门、刹车控制盒、防滑控制盒，刹车压力伺服阀、刹车指令传感器和机轮刹车传感器等部件组成。按操纵方式的不同可分为脚操纵防滑刹车系统和手操纵防滑刹车系统。手操纵防滑刹车系统在刹车减压阀后加装差动活门，以实现差动刹车操纵飞机滑行方向。

（撰写：张燮年 审订：杨燕生）

jilun sudu chuanganqi

机轮速度传感器 wheel speed transducer 机轮速度的检测元件。用于将机轮的机械运动转换为电信号，输出与机轮速度成正比的交流或直流电压信号或频率信号。按结构形式分为交流测速发电机、直流测速发电机及变磁阻式测速发电机。目前最常用的是变磁阻式测速发电机。此种传感器输出的频率信号准确，抗干扰能力强，结构简单，工作可靠。按激磁形式又分为永磁式和外激磁式两种，永磁式结构更为简单，但输出电压的幅值低于外激磁式。

（撰写：胡枫梧 审订：杨燕生）

jilun suosi jiaocha baohu

机轮锁死交叉保护 locked wheel cross protection 在飞机刹车滑跑过程中，当某一机轮锁死而与其配对的机轮滚转正常，或配对的两机轮中一个机轮速度低于另一个机轮速度的 30% ~ 40% 时，系统可立即检测到这一状况并发出松刹指令，部分或全部释放转速低的那个机轮的刹车压力，使该机轮的转速得以恢复的一种保护措施。现代飞机的防滑刹车系统都包含有机轮锁死交叉保护功能。一般是左右机轮配对；在有滑水保护的飞机上，也可采用前后机轮两两配对。为了不影响飞机滑行转弯的灵活性，在速度低于 50 km/h 时，机轮锁死交叉保护应不起作用。

（撰写：胡枫梧 审订：杨燕生）

jilun yingli fenxi

机轮应力分析 wheel stress analysis 描述并确定机轮应力场的过程。其作用是确定机轮最危险应力区，给机轮结构优化设计、寿命计算和疲劳试验谱的编制、确定提供依据，也为外场检测和维护提供方便。现有 3 种分析方法：(1) 有限元计算。能得到一个完整的机轮应力场，是设计的最有效手段。(2) 光弹法应力测量试验。能得到典型剖面的应力状况，给细节设计带来方便。(3) 电测应变试验。能得到典型区域的应力值，为验证设计和改善应力分布提供依据。3 种方法相辅相成，是机轮应力分析常用的方法。

（撰写：库玉鳌 审订：杨燕生）

jilun zaihe

机轮载荷 wheel load 机轮在工作时所承受的力。机轮载荷通常有 3 种：(1) 机轮静载荷，又称机轮停机载荷，停机时作用在机轮上的垂直反力，按飞机重量状态不同又分为正常起飞、超载起飞、正常着陆、超载着陆四种。它不仅取决于飞机的总重，还与飞机重心位置有关。(2) 机轮使用载荷，又称机轮限制载荷，机轮在使用中预计可达到的最大载荷。它等于正常着陆停机载荷与起落架减震系统的使用过载的乘积（机轮在使用载荷下的变形不应妨碍其正常使用）。(3) 机轮设计载荷，它等于机轮使用载荷与安全系数的乘积。由于机轮还受到轮胎气压的作用，故机轮爆破压力也作为机轮设计载荷的内容（通常直升机爆破压力是充气压力的 3.0 倍，陆基飞机为 3.5 倍，民机为 4.0 倍，舰载飞机为 4.5 倍）。机轮载荷是选择轮胎、机轮强度设计及试验的基本依据。

（撰写：库玉鳌 审订：杨燕生）

jinei ceshi

机内测试 built-in-test (BIT) 又称机内自检。系统或设备内部为检测、诊断或隔离故障提供自动测试的综合能力。数字技术及各种超大规模集成电路的广泛应用，在改善航空电子系统性能的同时，给系统带来了严重的测试和保障问题——测试时间长、使用和保障费用高。航空电子系统存在的这一测试问题已严重地影响系统的战备完好性和寿命周期费用。为解决这个问题，20 世纪 70 年代后期，美、英等国开始重视 BIT 技术的研究，至今历时二十多年，已逐步形成了较为系统的理论和方法，并在实际中加以应用。BIT 故障检测方法可分为并发、周期和请求等三种方法，应根据允许的最大故障检测时间来选择合适的方法。并发故障检测技术（利用硬件余度）用于监控关键任务和影响人员安全的功能，并用于需要防止错误在系统中传播的地方；周期测试用于监控备

份的功能或非关键的功能；请求测试用于监控需要操作员干预和传感器模拟的功能。BIT 的有效性度量主要是故障检测率、故障隔离率、故障检测时间、故障隔离时间及虚警率。常规 BIT 存在的主要问题是虚警率高、不能检测间隙故障。从 20 世纪 80 年代前期开始主要采用人工智能技术来改进常规 BIT 的测试有效性，并减少其虚警率，如发展自适应 BIT 和暂存 BIT。目前这一智能 BIT 技术已在国外新一代航空电子系统中进行了成功的验证。

（撰写：朱万年　审订：龚　诚）

jinei huayin tongxin shebei

机内话音通信设备　intercommunication set, intercommunication system (ICS)　又称为机内通话器或机通设备。供飞机机组成员之间进行通信联络的设备。机通设备的规模和复杂程度与飞机类型及机组成员数目关系很大。简单的机通设备用于教练机、战斗机，只提供正副驾驶员之间的话音通信能力，以及飞机在地面时机内成员与地面维护人员之间的通信能力。复杂的机通设备用于预警机、空中指挥机，可以保障 20 名甚至更多机内成员之间的通信。机通设备一般由话音交换设备和分布在每一个操作员台位上的通信接口单元组成。目前先进的机通设备是一个数字式网络系统，可以组成“飞行机组网”、“任务机组网”、“维护通信网”等多个机内通信网。每一位机内成员可以按照任务要求选择进入其中的一个网，实现与网内成员之间的通话；也可以在一个网内选择另一个网的成员进行网间通话。这种复杂的机通系统还与多部通信电台、数传终端设备、话音和数据保密机等设备相连接，允许机内成员通过机通系统选择接通通信电台，实现与飞机外部的其他台站进行话音通信或者数据通信。

（撰写：罗通俊　审订：许宗泽）

jinei zhaoming

机内照明　aircraft interior lighting　又称座舱照明。在夜间或能见度差时，为空勤或地勤人员提供明亮工作条件，为客舱提供舒适环境的设备。它包括驾驶舱照明、客舱和工作舱照明。按用途分为一般照明、局部照明和应急照明。一般照明作为机内主照明，常用航空低压白炽灯作光源。现代客机为节省电能和取得良好照明效果，更多地采用了发光效率高、光线柔和的日光灯。通常配置于舱顶，经反射形成泛光照明。局部照明亦称辅助照明，是对一般照明的补充。照明灯配置在工作部位附近，如仪表板、操纵机构，还有旅客的阅读灯等。局部照明要求工作部位上的照度比较强。20 世纪 40～50 年代，曾将仪表刻度、指针和操纵机构的标记涂上发光剂，由紫外线灯照射而发光；由于发光剂有放射性和所发的光含有紫外线等缺点，后被白光或红光照明所取代。单个仪表常用表内照明，也有用表外柱灯或眉灯照明；仪表板、配电盘常用导光板照明；空勤人员工作区还用活动工作灯照明。驾驶舱照明要求被照物足够亮而不引起目眩，有良好的暗适应性，便于空勤人员舱内外交替观察，且易于隐蔽。随着原子武器的出现，又提出抗舱外强光等要求。现代飞机机内照明已日趋完善，大型客机内部照明灯具多样且不断采用新型光源，消耗功率高达数千瓦。

（撰写：丁道宏　审订：杨燕生）

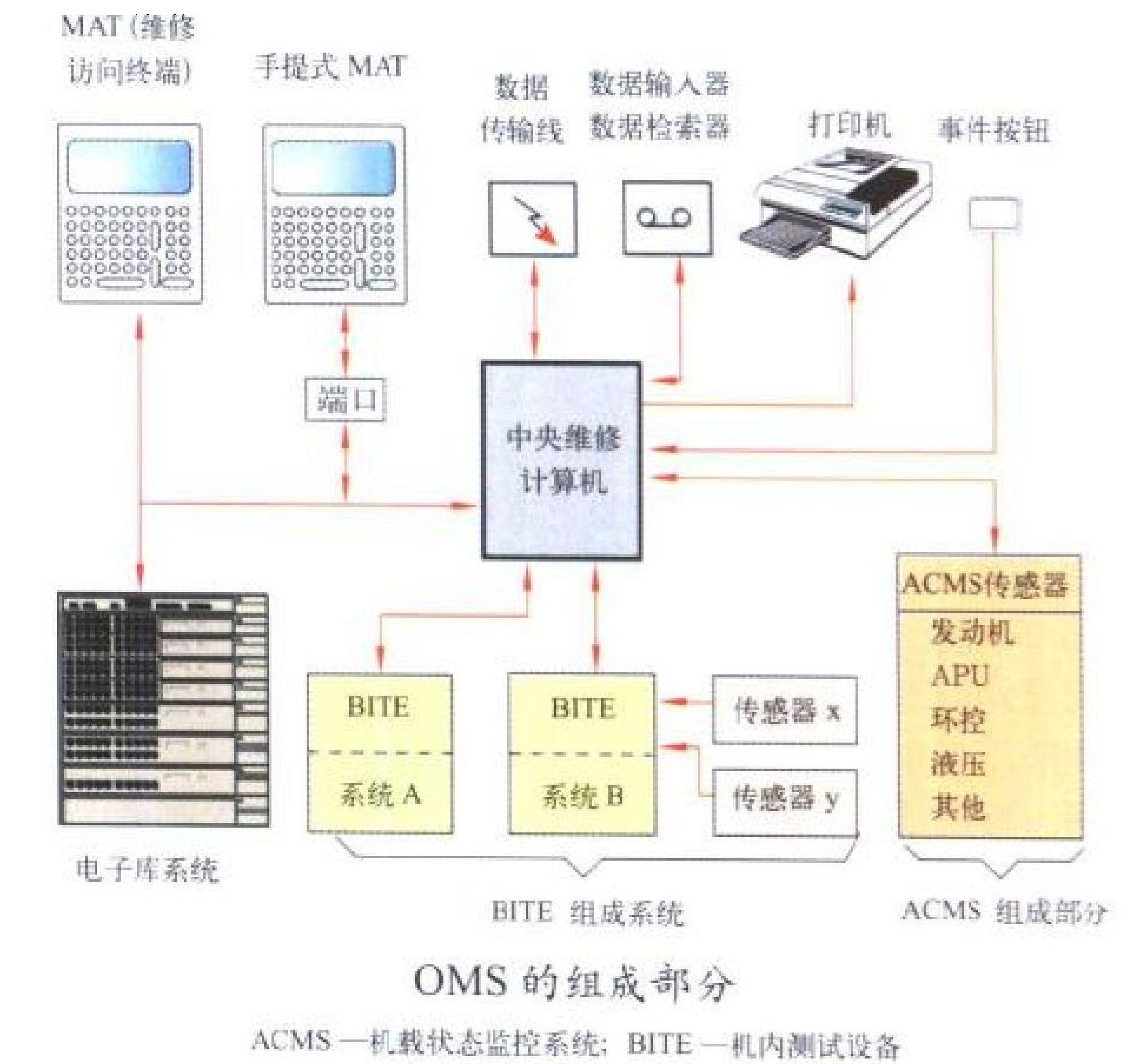
jishang tongfeng yinsheqi

机上通风引射器　airborne ventilation ejector　飞行中利用高速气流引射座舱空调系统空气进入通风服对人体进行通风的装置。高速气流流经引射器，使与其相通的通风服导管系统产生负压，导管系统将座舱空气吸入通风服（或全压服的通风层），在通风服中流通后排入大气，达到通风散热的目的。通风服用地面气源或手提式通风机工作时，在快卸接头处取下引射器并用钢索挂在机身外。

（撰写：刘克定　审订：袁修干）

jishang weixiu xitong

机上维修系统　on-board maintenance system (OMS)　飞机上所有通过数据总线直接向中央维修计算机报告的系统中，由中央维修计算机（CMC）和机内测试设备（BITE）构成的机载故障检测、隔离和报告系统。它的主要功能包括：(1) 故障检测与隔离，通过 CMC 对 BITE 提供的数据进行处理，将故障准确隔离到外场可更换单元（LRU）；(2) 地面测试，维修人员在地面通过 OMS 的控制按钮和显示器显示的信息进行自动测试；(3) 提供机载维修文件，在机载电子库系统中存入各种维修资料，为维修人员及时提供各种故障信息，保证快速完成维修；(4) 飞机状态监控，对飞机上各种有关系统进行监控，分析性能变化趋势，预测飞机未来的维修要求；(5) 事件报告，通过显示器向空勤人员提供有关系统的异常状态，以便采取措施。OMS 主要包括 CMC、每个系统中 LRU 的 BITE、维修访问终端（MAT）、手提式 MAT、数据传输线、数据输入器和数据检索器、电子库系统、打印机、事件按钮、飞机状态控制系统传感器和端口等。详见图。



OMS 的组成部分

ACMS —机载状态监控系统；BITE —机内测试设备

（撰写：曾天翔　审订：王立群）

jishen

机身　fuselage　飞机上用来装载人员、货物、武器、机上设备等的部件。它可将飞机的机翼、尾翼、起落架等部件连成一个整体。在轻型飞机和战斗机上，还可将发动机装在机身内。机身外形一般为纺锤形流线体，少数设计成带尾撑的机身。机身结构由蒙皮、纵向和横向骨架组成。纵向骨架有桁条、桁梁和纵向局部加强件。横向骨架为隔框，分为普通框和加强框。普通框用以维持机身外形并与蒙皮、纵向骨架相互支持；加强框承受位于框平面内的较大的集中外载。机身按结构元件的受力特点可分为桁架式、梁式、半硬壳式和

硬壳式机身。

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

jitou

机头　aircraft nose section　飞机机身最前部的一段部件。主要用于安装航空电子设备，飞行控制系统，以及机炮等。机头与机身中段相连接并承接前起落架。对于超声速飞机，为减小波阻，通常采用较为尖削的机头外形。在选择机头外形时，还要综合考虑与座舱安排的协调，以保证驾驶员有足够大的视界角，并能够在外形上与凸起的座舱盖光滑过渡。

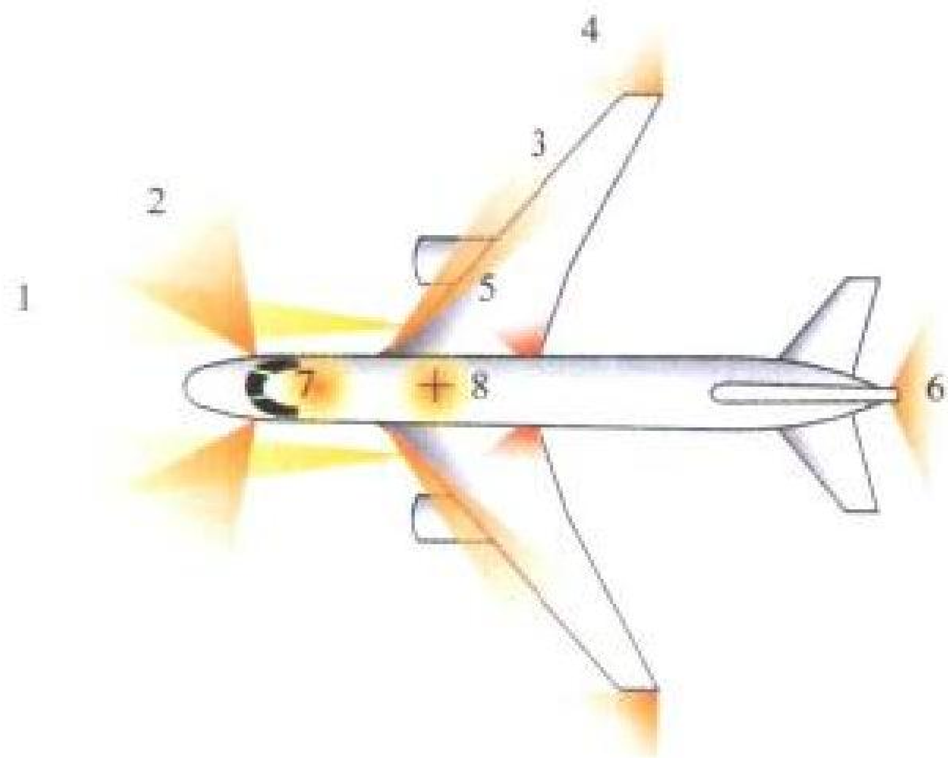


美国F-16的机头

（撰写：赵秀丽　审订：顾诵芬）

jiwai zhaoming

机外照明　aircraft exterior lighting　飞机在夜间或能见度差时飞行、着陆和滑行时所必需具备的照明。主要包括着陆和滑行照明以及外部灯光信号（见图）。着陆和滑行照明用于飞机着陆或滑行照亮跑道或滑行道。目前广泛使用的有着陆灯、滑行灯或着陆滑行灯。外部灯光信号标志飞机位置、轮廓大小、运动方向，或作为飞机与飞机、飞机与地面之间联络的灯光信号。主要有航行灯、防撞灯、编队灯、水上飞机的停泊灯等。还有装在大中型飞机上的探冰灯，供机组人员检查机翼前缘和发动机进气口等部位的结冰情况。机外照明的控制开关全部装在驾驶舱内，由空勤人员操纵。



典型运输机机外照明平面布置图

1—右着陆灯光束；2—右滑行灯光束；3—右探冰灯光束；4—右航行灯光束；5—右应急出口灯光束；6—尾航行灯光束；7—上防撞灯光束；8—下防撞灯光束

（撰写：丁道宏　审订：杨燕生）

jiwu dadui

机务大队　aircraft maintenance group　航空兵部队、飞行学院中的航空机务保障单位。隶属于航空兵团，下辖若干个机务中队和一个定期检修中队（或检测排故中队）。大队部设有质量控制室。机务大队的基本任务是完成飞行机务准备、飞行保障和飞机的定期检修，以及日常的维护保养、伪装和防护等工作，使飞机保持或及时恢复完好状态，能按时出动，保证作战、训练任务的遂行和飞行安全。

（撰写：胡成立　审订：姬永兴）

jiwu renyuan

机务人员　aircraft maintenance personnel　从事航空装备一级、二级维修的维修人员和管理人员的统称。中国人民解放军空军航空机务人员包括：维修管理军官、直接维修飞机的机械师、机械员与航空军械、电子设备、仪表电气设备等专业师、专业员，以及部队修理机构的修理员（工）等。他们经过专门训练，考试合格后才能上岗工作。主要职责是：合理筹划使用航空装备，组织实施飞行机务准备和飞机维修工作，以保持装备的完好和战斗使用状态。在其他国家的航空兵部队中，也都编有类似的军官和士兵，但称谓、专业分工等各不相同。如美国空军编有维修中队长、分队长、小队长、地勤机组组长，机械、电子、修理等专业人员，专门负责装备的维修与管理工作。（撰写：胡成立　审订：姬永兴）

jixia baorong shiyan

机匣包容试验　casing containment test　验证机匣对折断后飞出的转子叶片包容能力的试验。试验可在全尺寸发动机上或在旋转试验器上，在等于或大于最高允许转速和部件最高工作温度下进行。按照强度分析选定风扇、压气机或涡轮最危险的叶片，在预定的转速下使之破坏。如果使用部门确认全部破坏的零件均被包容，则认为该试验满意地完成。

（撰写：刘大响　审订：夏光义）

jixia chuli

机匣处理　casing treatment　在压气机机匣内壁与转子叶片顶部相应部位采取的扩大压气机稳定工作范围的措施。现代飞机的动力装置要求压气机能经受各种进口气流畸变并具有足够的稳定工作范围。机匣处理是在机匣内壁嵌环上开槽、开孔，或者同时设置集气腔进行吸气或吹气等措施。试验表明，仅开槽、开孔，也能使喘振裕度得到改善。具体结构形式有轴向开槽结构、周向开槽结构和蜂窝结构等（图1～图3）。

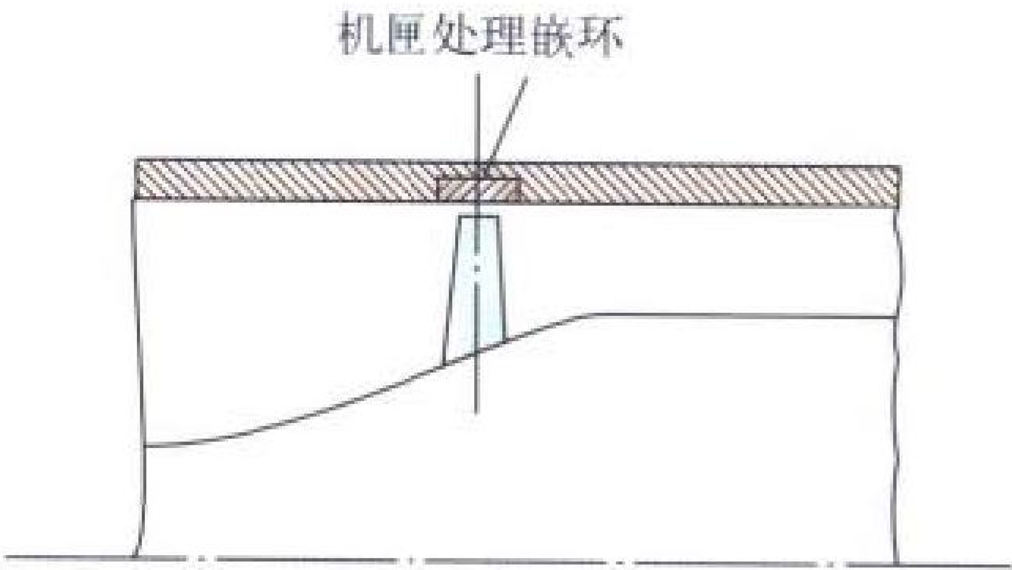


图1　机匣处理嵌环位置子午面图

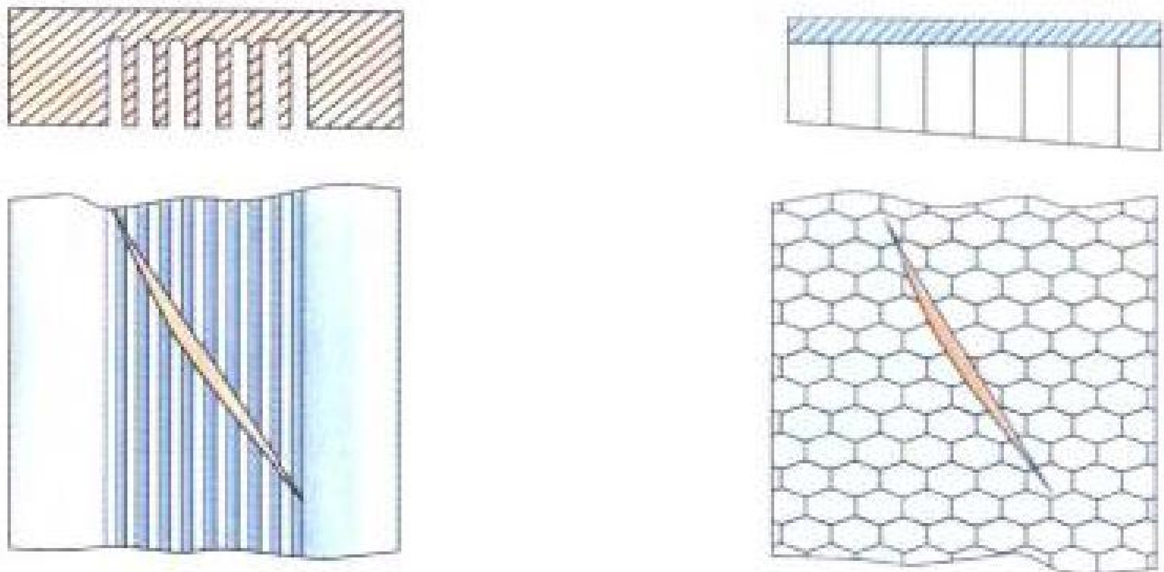


图2　周向开槽嵌环图　　图3　蜂窝结构嵌环图

试验数据表明，机匣处理可使峰值增压比提高，更主要的是扩大稳定工作的流量范围，一般对效率有一些不利影

响。除转子叶尖处之外，悬臂静子叶尖对应的转子鼓筒上也有采用处理措施的。（撰写：李志广 审订：陈矛章）

jiyi

机翼 wing 飞机上用来产生升力的主要部件。一般分左右两个翼面，对称地布置在机身两侧。机翼上通常有一些活动部件。驾驶员通过操纵这些活动部件可以改变机翼的形状，控制机翼升力或阻力分布，从而达到增加升力或改变飞机飞行姿态的目的。其中常用的活动翼面包括各种前后缘襟翼、副翼、扰流片、减速板、升降副翼等。机翼内部经常用来放置燃油，在机翼厚度允许的情况下，飞机主起落架也经常全部或部分收在机翼内。此外，许多飞机的发动机或直接固定在机翼上，或吊挂在机翼下面。

机翼结构由表面蒙皮和内部的纵横向骨架组成，如纵向的翼梁、纵墙和桁条，横向的普通翼肋和加强翼肋。其基本作用是构成机翼的流线型外形，并将外载荷传给机身。机翼结构在外载荷作用下应具有足够的强度、刚度和寿命。机翼的外形可由翼展、机翼面积、后掠角、上反角、机翼剖面形状等主要几何参数及展弦比、根梢比、翼型相对厚度等重要参数来描述。

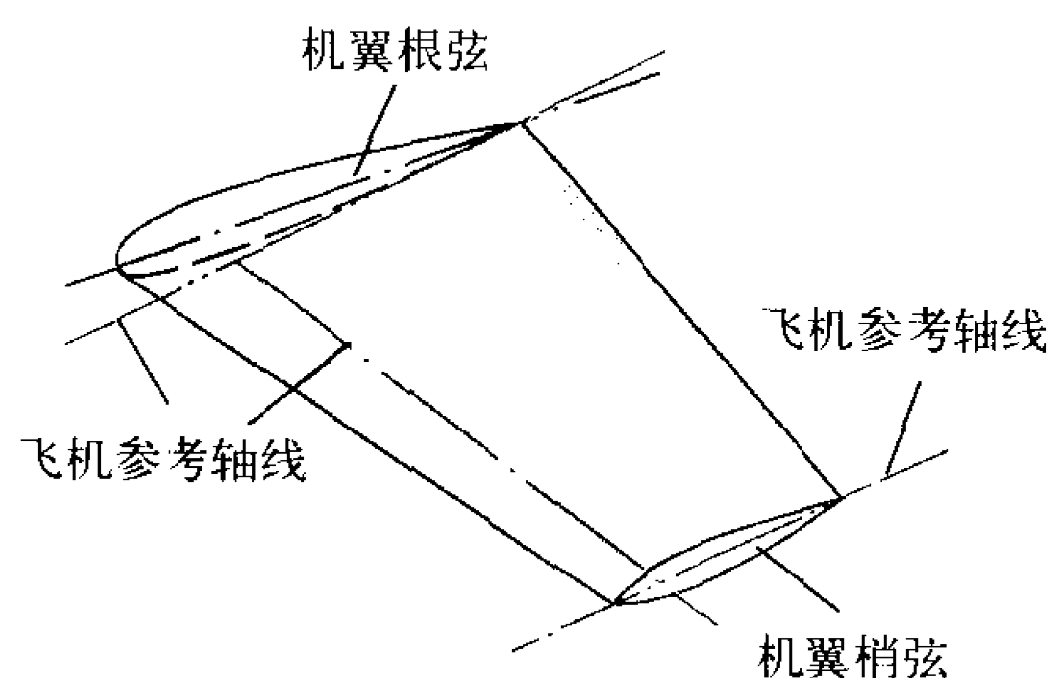
机翼可按照俯视平面形状的不同分为平直翼、后掠/前掠翼和三角翼三类，也可以按照主要承弯结构元件的不同分为梁式机翼和单块式机翼两类，还可根据翼梁在机翼中的数目分为单梁、双梁和多梁式机翼。在单翼式飞机上，可按机翼在机身上下的相对位置分为上单翼、中单翼和下单翼三种基本形式。（撰写：赵秀丽 审订：任源博）

jiyi anzhuangjiao

机翼安装角 wing setting angle, incidence 机翼根弦与机身轴线之间的夹角。安装角的大小视飞机的设计点而定。运输机一般要求巡航状态下机身轴线与气流方向一致，以减少机身的阻力，其机翼安装角通常在2°～6°之间；高速飞机的机翼安装角通常为0°。（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

jiyi jihe niuzhuan

机翼几何扭转 wing geometric twist 沿机翼展向各剖面(翼型)翼弦不在同一平面内，而相互间有一定扭转角分布的情况(见图)。



具有几何扭转的机翼沿展向两个剖面的扭转

如以翼根弦为基准，翼梢弦因几何扭转而使前缘向下、后缘向上，这种几何扭转称为外洗或负扭转；反之，称为内洗或正扭转(翼梢弦前缘向上，后缘向下情况)。通过几何扭转，可以改变沿展向各剖面的有效迎角，调整气动载荷的展向分布，从而减小机翼诱导阻力以及改善机翼升力、纵向力矩特性等。例如，加大机翼的梢根比，增大机翼的后掠角都有促使机翼外翼部分翼面(剖面)有效迎角增加的作用，容易造成翼梢部分翼面发生气流分离。为此，可采用适量的“外洗”扭转，来减小该部分的有效迎角，避免过早出现气流分离。（撰写：朱一锟 审订：陈晏清）

jiyi mianji

机翼面积 wing area 基本机翼在机翼基本平面上投影面积。基本机翼指包括穿越机身部分但不包含边条等辅助部件的机翼，其穿越机身部分通常是由左右机翼的前缘和后缘的延长线构成，也可以由左右外露机翼根弦的前缘点连线和后缘点连线构成。机翼基本平面指垂直于飞机参考面且包含中心弦线的平面。（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

jiyi qidong niuzhuan

机翼气动扭转 wing aerodynamic twist 沿机翼展向各剖面(翼型)的零升力角不同，而相互间有一定气动扭转角分布的情况。通过沿展向各剖面配置不同系列翼型或不同弯度的同一系列翼型，可以得到无几何扭转，但有气动扭转的机翼。这样，也可以改善机翼的空气动力性能。因为，外洗气动扭转具有外洗几何扭转同样的气动效果。

（撰写：朱一锟 审订：陈晏清）

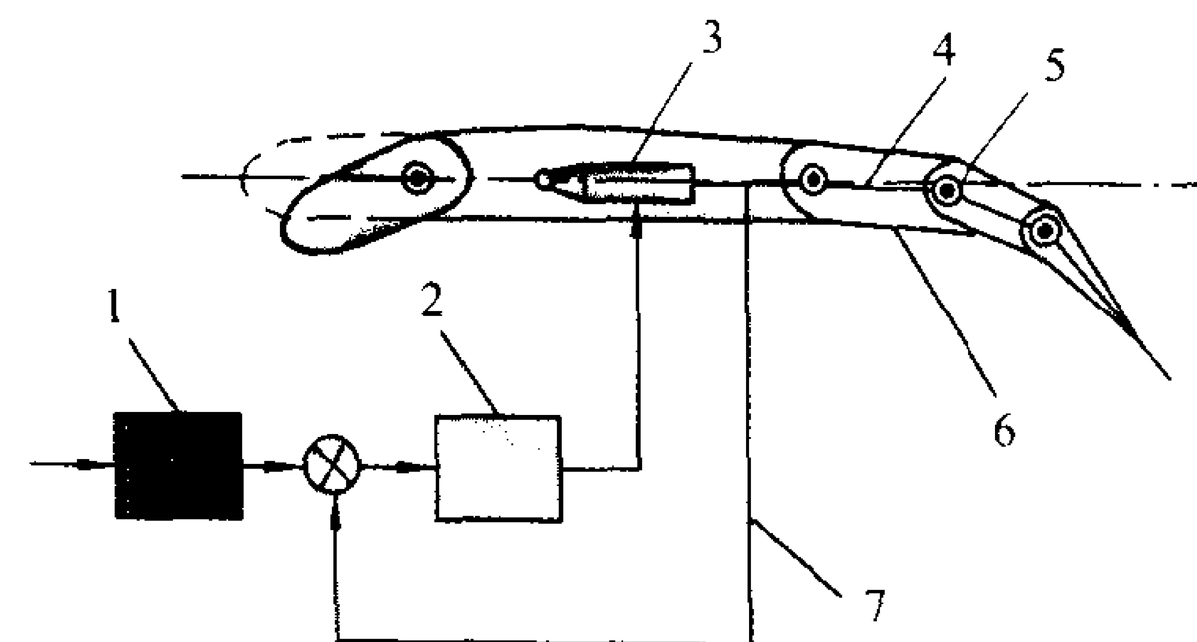
jiyi qianyuan fangbing

机翼前缘防冰 wing leading edge anti-icing 飞机在结冰气象条件下飞行时，保证机翼前缘防冰表面上不结冰，或允许结少量冰层而不影响飞行安全的防护措施。常见的有热力防冰、机械除冰和液体防冰等，热力防冰应用较多。目前热气防冰系统应用最多。近些年来，随着中、小型运输机的不断研制，气动套除冰系统再次获得广泛应用。

（撰写：韩凤华 审订：袁修干）

jiyi wandu kongzhi

机翼弯度控制 variable wing camber control 又称任务适应机翼。主动控制技术功能之一。通过控制系统控制前缘和后缘机动襟翼，使机翼剖面弯度依飞行任务的需要连续变化，以达到提高升阻比、改善飞机机动性能的目的。前后缘机动襟翼利用柔性玻璃纤维制成，多段铰接连接，可使机翼弯度连续平滑地改变，能更有效地提高升阻比。



机翼弯度控制示意图

1—控制器；2—伺服放大器；3—舵机；
4—连杆；5—动力铰链；6—襟翼；7—舵机反馈

（撰写：王宗学 审订：王占林）

jiyi yaohuang

机翼摇晃 wing rock 飞机在临近失速的大迎角飞行时遇到的一种绕纵轴的相当快的振荡运动。这种现象是由于左、右翼间歇性地进入失速，当一边机翼失速下坠减少迎角而抬

起，另一边机翼又失速，这样往复变换，使飞机左右摇晃。这种摇晃是由于失速的非线性本质造成的，可以作为极限环来分析。（撰写：顾诵芬）

jizai GPS jieshouji

机载 GPS 接收机 airborne GPS receiver 装备在飞机（包括旋翼机）上，用于导航的 GPS 接收机。其工作原理与车载、船用和个人手持的 GPS 接收机相同。区别在于该接收机需满足机载设备的工作环境指标，主要包括温度，湿度，压力，飞行高度，速度，加速度，振动，冲击及电磁兼容性等指标。不同类型的飞机，要求的指标也有差异。为了确保航空导航的安全性，机载 GPS 接收机常配备有完好性监测模块，用来监测机载 GPS 接收机给出导航定位数据误差的大小。因导航卫星故障和卫星发射导航信号故障等，导航定位数据误差会超过允许的极限，完好性监测模块一旦检测出导航定位数据超差，即刻发出报警，告诫驾驶员不要使用该数据或数据仅能作为参考。当机载 GPS 接收机用于精密进近着陆时，为了提高定位精度，接收机应具有差分定位工作模式和输入差分校正数据的接口；还需要装备差分校正数据接收机，以便接受地面基准站播发的差分校正数据。差分 GPS 工作模式比一般 GPS 工作模式精度将有所提高。（撰写：谈展中 审订：李四海）

jizai chaogaopin tongxin

机载超高频通信 airborne ultra high frequency (UHF) communication 利用频率为 300～1000 MHz（波长 1～0.3 m）的无线电波传播来实现的飞机与地面、飞机与海上以及飞机与飞机之间的通信，称为机载超高频通信。这是按照 IEEE 协会规定的频段划分标准来定义的。另外，225～400 MHz 频段被美国等国采用作为空军机载通信频段，在这一频段进行的飞机与其对象之间的通信通常被称为机载超高频（UHF）通信。我国的军用机载通信设备将 225～400 MHz 安排为空军空地通信的高频段。机载超高频通信通常用来在视距以加密或者非加密方式传送话音和数据。调制方式有调幅（AM）、调频（FM）等。在某些机载移动卫星通信系统中，也采用了 UHF 频段，实现远距离（超视距）话音和数据传输。在军事应用中，机载超高频通信通常采用直接序列扩频、跳频、跳时等方式，或者它们的混合方式来对付敌方的人为干扰。（撰写：罗通俊 审订：许宗泽）

jizai danmaichong leida

机载单脉冲雷达 airborne monopulse radar 利用天线同时形成的多个波束从单个回波脉冲获得目标空间角度的全部信息的机载雷达。为敏感目标在空间的角度，其天线同时形成多个波束；比较各波束收到同一个回波脉冲的相对幅度或相位，即可获得目标相对天线指向的角误差信号，此信号经放大处理后去驱动天线即可实现对目标的跟踪。按天线取得角信息的方式可分为比幅单脉冲和比相单脉冲两类。单脉冲雷达于 20 世纪 50 年代初期出现，60 年代后期获得了较大发展，现代雷达（包括脉冲多普勒雷达）其角跟踪体制几乎都是单脉冲的。这是因为，与圆锥扫描体制及顺序波束体制相比，单脉冲体制具有明显的优越性；由于角信息来自一个回波脉冲，消除了多个回波之间的幅度起伏影响，使跟踪精度显著提高；实现了天线孔径的最大增益，增大了跟踪距离；在分辨力、数据率、信息带宽和抗干扰能力等方面都有很大提高，并且容易实现空对地测距功能。但是，单脉冲雷达的天线馈电系统较复杂；为在方位和俯仰两个平面上进行检测，接收机需要三个通道，其传输一致性要求严格，增加了技术难度和设备复杂性。作为一种改进，发展了时分通道合并及相位和幅度补偿、校准技术。（撰写：许伟武 审订：包德聪）

jizai daodan

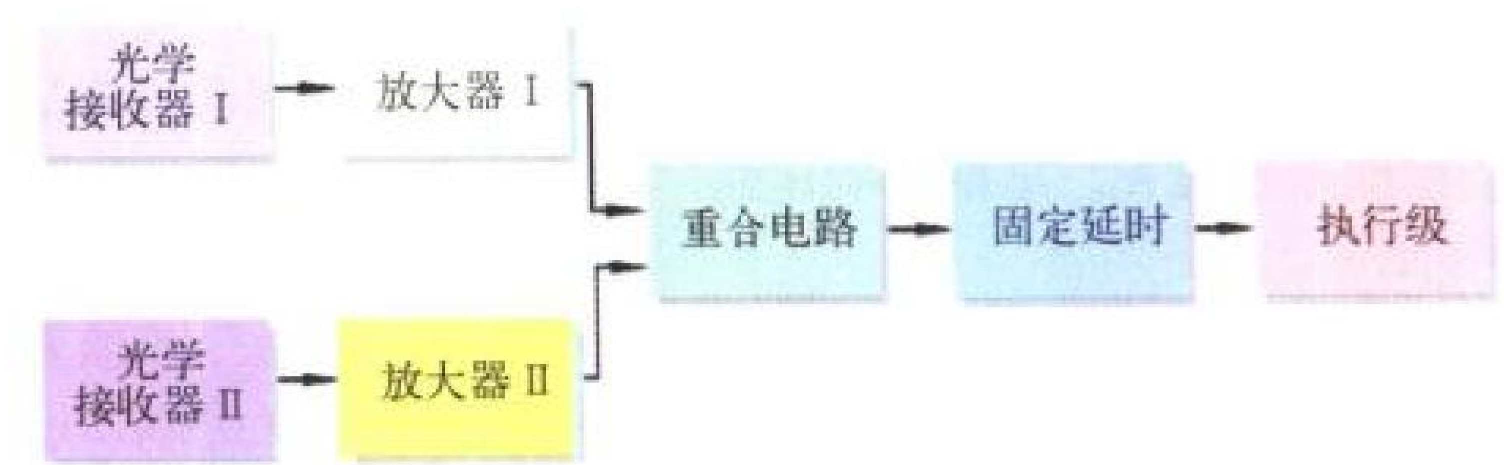
机载导弹 airborne missile 由飞机或直升机携带，用于攻击各类目标的导弹之总称。按照攻击目标不同，机载导弹一般分为空空导弹和空地导弹两大类。前者攻击空中目标，后者攻击地（水）面目标。

空空导弹是机载武器中发展最快的一类武器。从 1944 年德国首先制成有线制导的空空导弹至今，经过半个世纪，已形成一类完整的，能全天候、全方向、全高度作战，单目标和多目标攻击结合，近、中、远距配套的武器系列。各国现役和正在研制的空空导弹约 60 多种。

空地导弹是现代战略轰炸机、歼击轰炸机、歼击机、强击机、武装直升机以及反潜巡逻机的主要进攻武器。各国现役和正在研制的空地导弹约 100 多种。按作战使用分为战略和战术两类，按弹道形式分为弹道、半弹道和巡航式三类，按攻击目标分为通用和专用空地导弹，如机载诱饵导弹、机载反辐射导弹、机载反舰导弹、机载反坦克导弹等。空天导弹是空空导弹的新发展，使机载导弹的作战范围扩展到外层空间。目前美国等少数国家在研制机载反卫星导弹。（撰写：柯 尚 审订：王祖典）

jizai daodan hongwai yinxin

机载导弹红外引信 airborne missile infrared fuze 利用目标的红外辐射进行工作的光学引信。红外引信一般指被动红外引信，主要由光学接收器（包括光学系统、滤光片和探测器）、电子组件（包括光电转换、放大和信号处理）和电源组成（见图）。典型的红外引信采用双支路光学系统，每个支路光学的视场为空心圆锥体，各有不同的接收光路角，两个光路角之间有一视场空白角，用以消除因导弹摆动而引起的太阳干扰。当导弹临近目标时，目标的红外辐射被引信的第 I 支路光学接收器探测，产生待炸支路信号；继之被第 II 支路光学接收器探测，产生爆炸支路信号。只有当目标依次被两个支路光学接收器视场探测到，且两支路信号之间的时间间隔不大于预定值时，才有可能使引信执行电路启动。引信信号处理电路有一定的延迟时间，以满足引信和战斗部配合的要求。



红外引信原理方框图

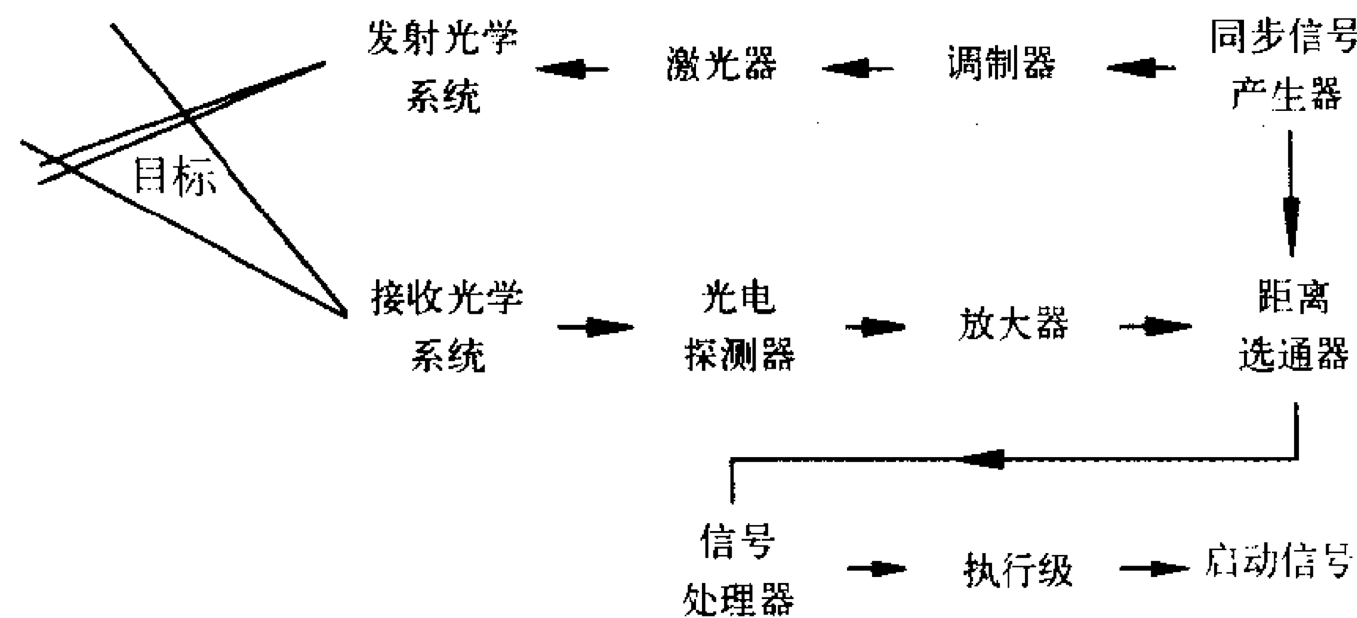
红外引信常采用光谱、频率、极性和时序选择，具有较强的抗干扰能力，不易受外界电磁场和静电场的影响；其探测视场窄，有尖锐的方向性，实现方向性选择较容易；结构也简单。其缺点是易受恶劣气候的影响，对目标红外辐射的依赖性较大，因此，其使用条件和应用范围受到限制。红外

引信用硫化铅光敏电阻作探测器时，引信能在目标后半球一定范围内探测到飞机发动机尾喷口和气流的红外热辐射。用锑化铟光电探测器的红外引信称为中红外引信，能在较大的范围内探测到飞机发动机尾喷口和气流，以及高速飞行的飞机蒙皮受气动加热所产生的红外辐射。

（撰写：袁 正 审订：王祖典）

jizai daodan jiguang yinxin

机载导弹激光引信 airborne missile laser fuze 用经过调制的激光束探测目标的主动光学引信。常用的激光引信用的激光器多为砷化镓激光二极管阵列，在室温下它的辐射波长约为 9000 Å。一般采用脉冲体制，脉冲重复频率较高。激光引信主要由发射机、接收机、信号处理器和电源等组成(见图)。



激光引信原理框图

机载导弹激光引信的典型结构特点是：发射机的光束是由光学系统形成一束厚度很小的空心圆锥，接收机探测视场亦为一束空心圆锥，两个空心圆锥在空间的重合区，即为引信可能探测目标的区域。当目标位于接收机视场内且被发射机光束照射时，目标的反射光进入接收机视场，聚焦在探测器上，经光电转换、信号放大和处理，适时起爆战斗部。激光引信适用于机载导弹对空中目标全向攻击，用光学和电路的方法，得到良好的距离截止特性。激光的波束极窄，单色性和方向性好，使引信具有良好的抗干扰能力。激光引信对各种电磁干扰不敏感。

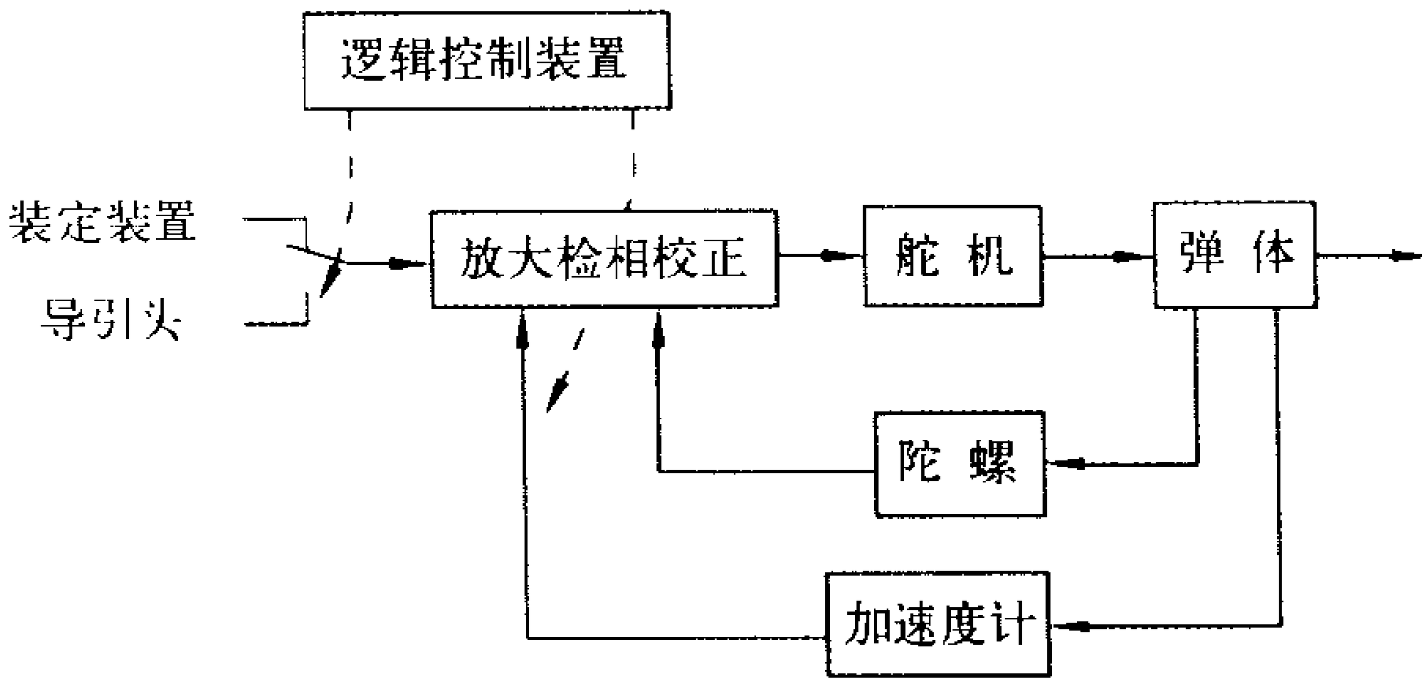
为了适应超低空作战和对付高速大机动的空中目标的需要，要求引信具有抗地、海杂波和抗空间悬浮粒子后向散射干扰的能力和在复杂的弹—目交会条件下能自适应精确控制炸点的能力。（撰写：袁 正 审订：王祖典）

jizai daodan kongzhi xitong

机载导弹控制系统 airborne missile control system 能快速和准确地响应制导指令使导弹稳定飞行的全部弹上设备。它由自动驾驶仪加弹体组成。在导弹控制系统中常用的装置和器件有陀螺、加速度计、迎角传感器、空速管、高度计、计算机和舵机等。对不同性能要求的导弹，其控制系统的复杂程度差别很大。早期“响尾蛇”空空导弹的控制系统如图所示。

导弹控制系统的输入是制导系统产生的控制指令或预先装定的控制指令，它们之间的切换由逻辑控制装置控制，速率陀螺和线加速度计用于检测导弹姿态角速度和导弹的线加速度，它们的输出分别经放大、检相、校正，再经过比较，形成舵机的输入信号，驱动气动面偏转，改变导弹运动状态，直到与控制指令要求一致时为止。逻辑控制装置用于实现要求的控制程序、切换控制回路结构和校正电路的参数，使导弹在不同的高度和速度下都有较好的性能。

导弹控制系统的功能是稳定导弹的姿态运动和控制导弹的质心运动。对于俯仰、偏航和滚动都需要稳定和控制的导弹，通常要用三个控制通道来实现；对于只要求俯仰、偏航进行稳定和控制的导弹，可用两个通道实现；自旋导弹可用单通道实现。此外，有的导弹还有高度控制通道。先进的导弹飞行控制系统已利用数字控制技术和自适应控制技术，用微机取代弹上的模拟电路和逻辑电路，使控制性能进一步提高。



典型导弹控制系统框图

（撰写：吕长起 审订：郑志伟）

jizai daodan tuili shiliang kongzhi

机载导弹推力矢量控制 thrust vector control of airborne missile 改变发动机排出气流的方向，实现对机载导弹的运动控制。这种控制的功能和气动舵是相同的，但它不依赖于气动力，且可得到较大的控制力。因此推力矢量控制特别适用于大气层外的飞行器控制和低速飞行时补充气动力控制的不足。它的弱点是会造成发动机的推力损失；发动机燃烧停止后，就失去了推力矢量控制能力。

实现推力矢量控制的方式主要有：

摆动喷管式：对于固体推进剂的发动机采用挠性喷管或球形接头喷管，利用驱动装置产生的力矩使其摆动，改变排出气流方向。

扰流法：在喷射流里放导流片，利用驱动装置控制其偏转，达到改变喷出气流方向的目的。此导流片可以用燃气舵、扰流板等方式实现。

喷射法：向发动机的喷管中喷入液体或气体，喷入的流体使超声速喷气流产生斜激波，引起压力不均匀导致喷气流偏转。

推力矢量控制系统的性能主要以喷气流偏角、侧向推力系数、轴向推力损失、驱动力矩等衡量。

（撰写：吕长起 审订：郑志伟）

jizai daodan zhidao xitong

机载导弹制导系统 guidance system for airborne missile 按预定导引规律引导导弹飞向目标的整套设备。机载导弹制导系统一般包括导引装置和姿态控制装置两大部分。根据制导方式的不同，机载导弹制导装置可分装在载机和导弹上，或者全部装在导弹上。制导装置一般由目标照射器或指令发射机、目标探测器、指令接收机、信号处理器、惯性参考装置等组成。导弹姿态控制装置又称自动驾驶仪，它由敏感装置、计算装置和执行机构组成。其工作原理如下：机载导弹制导系统主动地发射电磁波或激光光束照射目标，或由载机直接向导弹发射制导指令；由目标探测器或由指令接收机接收反射信号或指令，或者被动地探测目标的电磁或光辐射；由信号处理器对探测器收到的信号进行处理，并按导引规律要求形成制导指令；将指令信号输给自动驾驶仪操纵弹体运

动，使导弹命中目标。机载导弹制导系统一般应能保证导弹正确截获和稳定跟踪所选定的目标，为按需要的弹道飞行，它应具有较好的控制品质和抗干扰能力。

机载导弹制导系统按导引方式分为：遥控式、寻的式、自主式和复合式。遥控式制导：其制导信号由机上控制设备产生，通过无线电、激光、红外等装置和其他设备传送给导弹，或者在导弹上形成制导信号。常用的遥控式制导方式有指令制导、波束制导等。寻的式制导：导弹的导引装置接收目标的自身辐射或目标被照射源照射后反射的电磁、激光能等，从中提取信息并形成控制信号，将导弹导向目标。寻的制导按接收的物理量的性质分为：雷达制导、红外制导、激光制导、电视制导等。自主式制导：根据弹上或弹外某种固定的参考基准，不需外部设备的配合，自主地测量有关参数并形成控制信号。典型的自主式制导有程序制导、惯性制导、天文制导、地形匹配制导等。复合式制导：则是上述制导方式中，两种以上制导方式的连续组合。

在现代机载导弹中，空射巡航导弹均采用复合制导，其中中制导为自主式，如惯性导航加地形匹配或全球定位系统修正等；末制导为寻的式，如红外成像或主动雷达等。远距的空地和空空导弹一般采用复合制导，其中中制导为捷联式惯性导航加地形跟踪或指令修正，末制导则用主动雷达、红外或激光制导。近距的空地导弹和空空导弹通常采用遥控式或寻的式制导，如有线、无线指令，单元、多元红外，半主动、主动雷达，激光，电视等。

导弹的制导信号按预先确定的导引规律实现对导弹的制导。机载导弹的末制导采用的基本导引规律有追踪法、前置角法、比例导引法等。在实际应用中，根据飞行弹道的需要，可在上述基本制导规律中加入不同的控制信号，以实现多种多样的制导规律。导弹的中制导规律，多从导弹飞行时的隐蔽突防、节省燃料、保持末段飞行速度、顺利向末制导交接等原则出发加以确定。导弹制导系统最重要的性能指标是命中精度，其具体设置值为脱靶量或圆概率偏差。影响导弹命中精度的主要因素是探测装置的测量误差、制导系统的动态误差、自然和人工干扰误差，以及导引规律带来的方法误差等。（撰写：刘永恒　审订：王祖典）

jizai daodan zidong jiashiyi

机载导弹自动驾驶仪　airborne missile autopilot　稳定和调整导弹姿态角和质心运动，使导弹在控制指令要求的弹道上飞行的自动控制设备。导弹控制系统的主要组成部分。通常由导弹运动参数敏感元件（陀螺、线加速度计、角加速度计、迎角传感器、高度计等）、变换器、放大器、校正元件、逻辑控制元件、伺服机构等组成，先进的导弹还采用弹载数字计算机。

导弹自动驾驶仪按被调参量的性质可分为位置式、定向式和加速度式自动驾驶仪。位置式系统的被调量是导弹的姿态角；定向式系统的被调量是导弹的姿态角速度；加速度式系统的被调量是导弹的法向加速度。按控制功能可分为俯仰、偏航和滚动自动驾驶仪。前两者又称侧向自动驾驶仪；后者也称横滚稳定系统。采用自适应控制技术的自动驾驶仪称为自适应自动驾驶仪。其校正装置的结构和参数可以自动随飞行条件的变化而改变，使导弹的控制性能始终保持最优或接近最优。随着微电子技术和微处理机的发展，一些先进的导弹已经使用了微机自适应自动驾驶仪。

（撰写：吕长起　审订：郑志伟）

jizai dianzi dianqi xitong feixing shiyan

机载电子电气系统飞行试验　flight test of airborne avionics and electrical systems　机载电子、电气系统及其子系统按机载设备规范要求完成地面试验后，在试验机或原型机上进行的飞行试验。电子、电气系统在装于原型机之前，应在航空电子试验机或其他飞机上进行试飞，以暴露其存在的缺陷，调整系统参数或修改设计，验证设计方案的正确性以及主要性能指标，它是机载电子、电气系统设计定型的重要环节。当系统（或设备）装于原型机之后，按照批准的试飞大纲进行试飞，检查和验证机载电子、电气系统及其子系统的性能指标、电磁兼容性、适应性和可靠性；还应在不同的飞行状态下，在大过载机动、炮击振动等环境条件下进行检查。

（撰写：蔡元久　修订：王广学　审订：屈见忠）

jizai dianzi ganrao xitong

机载电子干扰系统　airborne electronic jamming system　为遂行电子干扰任务而由机载电子干扰设备和器材组成的统一协调的有机整体。通常由雷达干扰、通信干扰和光电干扰分系统组成。其目的是扰乱、削弱、破坏、摧毁敌方 C^4I、雷达、通信、导航、敌我识别、导弹制导等军事电子装备的正常使用。机载电子干扰系统可以实施无源干扰和有源干扰。有源电子干扰利用发射设备发射或转发电磁波，扰乱或欺骗敌方的电子设备。无源电子干扰利用反射或吸收电磁波的器材，对敌电子设备进行扰乱和欺骗。按干扰的战术效果可分为压制性干扰和欺骗式干扰，压制式干扰使敌方电子设备收到的有用信号被干扰信号掩盖，以致不能正常工作；而欺骗式干扰是使敌方电子设备收到假的诱骗信号，以使其产生错误判断和错误行动。机载电子干扰系统的干扰方式可分为自卫干扰和支援干扰。自卫干扰是指飞机为自身安全针对敌方威胁信号源所施放的干扰。支援干扰是为掩护其他军事目标的安全所施放的一种电子干扰。

（撰写：朱松　审订：胡民才）

jizai dianzizhan qingbao zhencha xitong

机载电子战情报侦察系统　airborne electronic warfare intelligence reconnaissance system　利用机载平台实现机载电子战情报侦察的系统。通过对敌方所用的电磁信号的各种参数进行测量，实施对其电磁频谱的控制。电子战情报侦察系统粗略地可以分成雷达情报侦察系统和通信情报侦察系统。雷达情报包括雷达的位置、雷达体制（连续波还是脉冲波）、雷达所用频率、脉冲宽度、脉冲重复频率、极化方式、功率等；通信情报包括通信设备的位置、频段、调制方式等。机载电子战情报侦察系统通常装有雷达情报侦察装备和通信情报侦察装备。由机载电子战情报系统获得的情报，可以通过空地和空空数据链路或其他方式载入自卫式或支援式干扰系统的威胁数据库中，供实施电子对抗时使用。

（撰写：王祖林　审订：钱允敏）

jizai dianzi ziliaoku xitong

机载电子资料库系统　airborne electronic library system (ELS)　又称机载电子数据库系统。储存支持飞行任务所需的各种数据与资料的机载数据管理系统。它包括驾驶舱检查单、飞行计划、通告、进近与离港信息、机场地平图、地形数据、气象数据、飞行操作手册、维修手册等。该系统由数据处理机和大容量存储器组成，存储介质为磁盘与光盘，实

J

际上是一台模块化多通道计算机，经数据总线连入飞机航空电子系统，不仅能存储大量数据与资料，而且具有数据实时处理能力。驾驶员可通过驾驶舱中的彩色平板显示器，迅速查阅ELS中的数据与资料，也可利用卫星转发的气象数据或飞机通信寻址报告系统(ACARS)的信息，实时更新ELS中储存的数据。与全球定位系统(GPS)相结合，ELS能产生叠加有飞机位置的数字化机场图，定位精度可达5～10 m。ELS中的信息(如机上各种设备的性能参数)，除在地面可由机上维修终端提供给维修人员外，还可在空中下行转发至地面，帮助维修人员在飞机着陆前作好维修准备，尽快排除故障。ELS使机上省却了大量纸质文件、手册、图纸及其他资料，有助于实现“无纸化座舱”。 （撰写：韩国泰 审订：顾世敏）

jizai dongmubiao jiance leida

机载动目标检测雷达 airborne moving target detection (MTD) radar 利用目标回波信号与杂波干扰具有不同多普勒频率，借助多普勒滤波器组(通常用FFT实现)和自适应门限处理技术(即恒虚警)，进一步提高抑制杂波干扰能力的雷达。动目标检测雷达不但具有动目标指示雷达抑制地物杂波的能力，而且通过窄带多普勒滤波器组，进一步抑制剩余的地物杂波，并对气象杂波、人为施放的各种消极干扰都有很好的抑制作用，信杂比可以得到很大改善。与动目标指示雷达相比，信杂比改善20～30 dB，总的改善达40～50 dB，可视为工作于低重复频率波形的机载脉冲多普勒雷达。

（撰写：戴明桢 修订：许伟武 审订：包德聪）

jizai dongmubiao zhishi leida

机载动目标指示雷达 airborne moving target indicator (MTI) radar 利用多普勒效应抑制固定目标回波、检测和指示运动目标的机载脉冲雷达。与普通脉冲雷达的主要不同之处是收发相参与固定目标对消。当雷达辐射的高频脉冲能量被固定目标和运动目标散射回来时，由于多普勒效应，相位检波后的固定目标视频信号幅度不变，而运动目标视频信号幅度被多普勒频率调制。因此，把视频信号延迟一个脉冲重复周期后，和未延迟的视频信号相减，就可以消除固定目标，而只检测和指示出运动目标。视频对消器一般采用超声延迟线、数字式对消器等，目前更多地采用数字对消；此外，还可采用中频对消技术。收发相参是指在相位检波之前使发射信号与接收信号保持固定的相位关系。动目标指示雷达的收发相参通过两类方法来实现：一类是用相参振荡器，其起始相位由发射信号的相位来锁定；另一类是用频率合成器使发射信号与本振信号保持固定的频率和相位关系。机载动目标指示雷达和地面动目标指示雷达不同之处在于：前者相对于固定目标也是运动的，必须对飞机的运动和天线搜索的不同角度进行速度补偿，以抵消固定目标的相对速度。补偿方法一般有两种：一是频率补偿，二是外相参。外相参是利用目标信号与杂波间差拍而获得运动目标与固定目标间的相对多普勒频率，需要动目标回波与杂波同时存在，因此，外相参法动目标指示也称非相参动目标指示。

（撰写：许伟武 审订：包德聪）

jizai duochuliji xitong

机载多处理机系统 airborne multiprocessor system 飞机上由两台以上的处理机组成的系统。每台处理机有它自己的控制处理部件，可执行独立的程序，各处理机共享一个公共主存储器和所有外围设备。处理机之间可以通过互连网络实现通信。从结构上，系统可分为同构型和异构型的机载多处理机系统结构形式。整个系统在统一的操作系统控制下，按多指令流多数据流的模式实现作业、任务、程序段和数组的并行处理。 （撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

jizai duopule daohang leida

机载多普勒导航雷达 airborne Doppler navigation radar 又称多普勒测速雷达或多普勒速度传感器。利用多普勒效应测量载机运动速度的雷达。多普勒导航雷达按所辐射的电磁波调制方式分为：纯连续波雷达，调频连续波雷达，小占空比脉冲雷达和大占空比脉冲雷达。多普勒导航雷达为自主式导航设备，不需其他设备配合即可独立完成速度测量。测量精度高，概率误差小于0.1%。它经常是其他系统，如火控系统速度参数的提供者，但在飞机机动，以及在海面上空飞行时测速精度下降。参见*多普勒导航*。

（撰写：许伟武 审订：包德聪）

jizai fanfushe daodan

机载反辐射导弹 airborne anti-radiation missile 又称机载反雷达导弹。从军用航空器发射的，利用目标的电磁辐射对该目标进行跟踪和攻击的导弹。反辐射导弹一般由反辐射导引头、自主飞行系统、执行机构、引信、战斗部和火箭发动机组成。现已装备的机载反辐射导弹，弹重从一百几十千克到几百千克，射程从十几千米到几百千米，采用的制导方式为雷达被动式。

反辐射导弹已发展到第四代。第一代代表型号是美国20世纪60年代初研制成功并在越南战场使用的“百舌鸟”反辐射导弹；第二代代表型号是美国在舰空导弹基础上研制的“标准”反辐射导弹；第三代以美国80年代服役的“哈姆”和英国新研制的“阿拉姆”反辐射导弹为代表。目前，美国正在发展采用被动雷达与红外成像或毫米波雷达复合式导引头的第四代反辐射导弹。现有反辐射导弹均作为空地导弹发展，主要攻击方式有远距防区外攻击、自卫攻击和随遇目标攻击。为扩大反辐射导弹的使用范围，国外正在研究或发展对付航空器的空空反辐射导弹和对付反辐射导弹的机载反辐射诱饵导弹。 （撰写：刘永恒 审订：王祖典）

jizai fantanke daodan

机载反坦克导弹 airborne anti-tank missile 由军用航空器发射、攻击坦克和其他装甲目标的导弹。机载反坦克导弹一般装备于武装直升机和强击机上。反坦克导弹一般采用聚能破甲战斗部和固体火箭发动机。导弹按控制形式可分为人工控制、半自动控制和自动控制。采用的制导方式为有线制导、无线电指令制导、红外制导、雷达制导、激光制导等。导弹重量由十几千克到几十千克，射程从几十米到几千米。现代机载反坦克导弹垂直穿甲能力一般在500 mm以上，最大可达1400 mm。

机载反坦克导弹最初是由地面反坦克导弹移植而来的，现已发展到第三代。第一代反坦克导弹，如法国AS-10、AS-11，采用目视瞄准、人工有线指令制导，重量轻，射程近，命中率较低。第二代反坦克导弹，如美国的“陶”，法、德的“霍特”，采用目视瞄准、光学自动跟踪、有线指令制导，重量较大，射程远，命中率较高，但载机的机动仍受到限制。第三代反坦克导弹，如美国的“海尔法”，现采

用激光半主动制导，其改进型将采用红外成像和毫米波雷达主动制导，具有在昼夜全天候条件下作战和发射后不管的能力；同时还研制采用光纤制导的机载反坦克导弹。反坦克导弹的发展趋势是，提高穿甲和攻击集群坦克能力，增大射程，提高制导精度和减轻导弹重量等。

（撰写：刘永恒　审订：王祖典）

jizai fanweixing daodan

机载反卫星导弹　airbome anti-satellite missile　又称空天导弹。由载机发射、攻击人造卫星的导弹。美国于20世纪70年代初着手反卫星导弹的探索研究。1976年正式开始研制代号为ASAT反卫星导弹。1984年首次太空打靶试验，载机为F-15，发射高度10～15 km，可拦截550 km高度上的目标，如电子侦察卫星、海洋监测卫星、再入弹头等。该导弹为圆柱形弹体，卵形头部，尾部有五个呈五角星配置的尾翼，其中两个为固定的稳定尾翼，另外三个为可操纵的气动舵面。装两级推进的两台固体火箭发动机，采用惯性加红外末制导和常规动能战斗部。导弹发射前，由指挥中心向载机和导弹提供拟攻击的卫星信息。载机飞行到一定位置后发射导弹。导弹飞行初期由弹上惯导系统和气动舵控制，飞行一定时间后，弹上红外制导系统自动截获和跟踪目标，使战斗部——微型飞行器飞向并击毁目标。随着作战空间的扩展，各种军事卫星已成为现代作战武器的重要组成部分，这势必促进反卫星导弹的更快发展。　（撰写：刘永恒　审订：王祖典）

jizai fengqiebian tance xitong

机载风切变探测系统　airborne windshear detection systems　能在飞机飞行中，特别是在起飞与进场着陆等关键飞行阶段，探测和识别风切变的系统。风切变是一种在小范围内气流矢量突变的自然现象，经常发生在雷阵雨时，但也可能在无雨接近地面时产生。对飞机起飞、着陆安全威胁最大的是低空风切变。在微下冲气流或其他风切变环境下，飞机可能先进入一个使升力增加的逆风区，数秒种后则转而遇到一个会使飞机升力剧降的强大的顺风区，这时驾驶员如判断失误或处理不当，则会导致严重后果。世界上曾因此发生过多起机毁人亡的飞行事故。有3种系统可对风切变预先报警，简要比较如下：⑴微波雷达：是利用发射后接收到的电磁波的变化测量流体微点（如雨点）径向速度而测出风速变化。微波雷达在下雨时效果优于其他系统，但在无雨时不如其他系统。其主要技术难点是要排除地杂波的干扰。⑵多普勒激光探测系统：是一种激光系统，称作Doppler LIDAR（Light Detecting and Ranging），是利用气体中悬浮微粒的能量反射来测量风速的。这种系统受杂波干扰小，但在大雨时效果不好。⑶红外探测器：是用红外探测器测量飞机前方温度的变化，该系统监测二氧化碳的热量以发现冷气柱，由此发现微下冲气流。这种系统较便宜而且不复杂，缺点是不能直接测量风速。

（撰写：李鸿范　修订：袁晓晗　审订：金德琨）

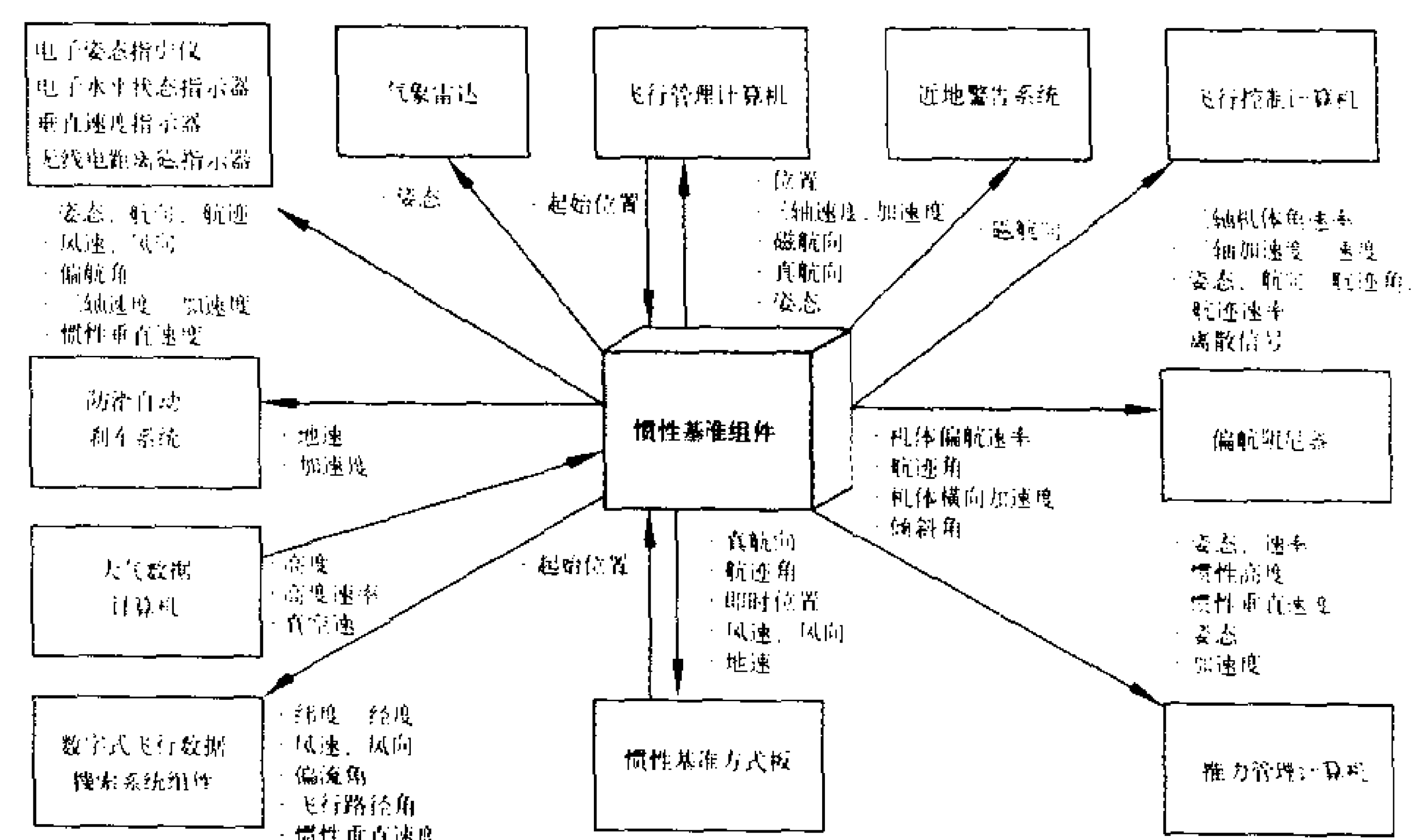
jizai gaopin tongxin

机载高频通信　airborne high frequency (HF) communication　又称机载短波通信。利用频率为3～30 MHz（波长100～10 m）的电波传播来实现的飞机与地面、飞机与海面、飞机与飞机之间的一种通信方式。现代许多高频通信电台将频率低端从3 MHz向下扩展到2 MHz。高频频段的电波在发射之后可以直接到达接收端（视距），沿地面传播到达接收端，也可以经电离层与地面之间的多次反射之后到达接收端，因此通信距离很远。机载高频通信常用来在远距离（超视距）传送话音、电文以及低速数据。由于受电离层变化及多径效应的影响，机载高频通信的可靠性和稳定性较差，其通信质量与昼夜、季节变化有关，与选用的工作频率有关。特别在发生磁暴、极光、核爆炸时，通信便因电离层发生扰动而极不稳定，甚至完全中断。飞机移动产生的多普勒效应对机载高频通信质量也有明显影响。自20世纪90年代以来，自适应技术在机载高频通信中得到应用，已经出现了具有自适应选频能力的机载短波收发信机和具有自适应信道均衡能力的短波数传终端设备，机载高频通信特别是高频数据通信的质量得到很明显的改善。在军事应用中，机载高频通信通常采用跳频手段来对付敌方的人为干扰。短波慢速跳频每秒钟数跳到数十跳，快速跳频每秒钟数千跳。

（撰写：罗通俊　审订：许宗泽）

jizai guanxing celiang jizhun

机载惯性测量基准　aircraft inertial measurement reference　又称惯性基准组件（inertial reference unit, IRU）。实际就是惯性平台和微处理器（计算机）的组件。惯性平台可以是平台结构形式，也可以是捷联结构形式，两者对陀螺的技术要求是不同的。随着激光陀螺的日臻成熟，捷联结构形式有取代平台结构形式的趋向。微处理器实现对陀螺和加速度计信号的误差补偿和修正，以及进行必要的解算等功能。真正的导航计算以及和飞行控制、机载雷达等系统的交联则通过载体的中心计算机实现，惯性基准组件只提供测量信息。



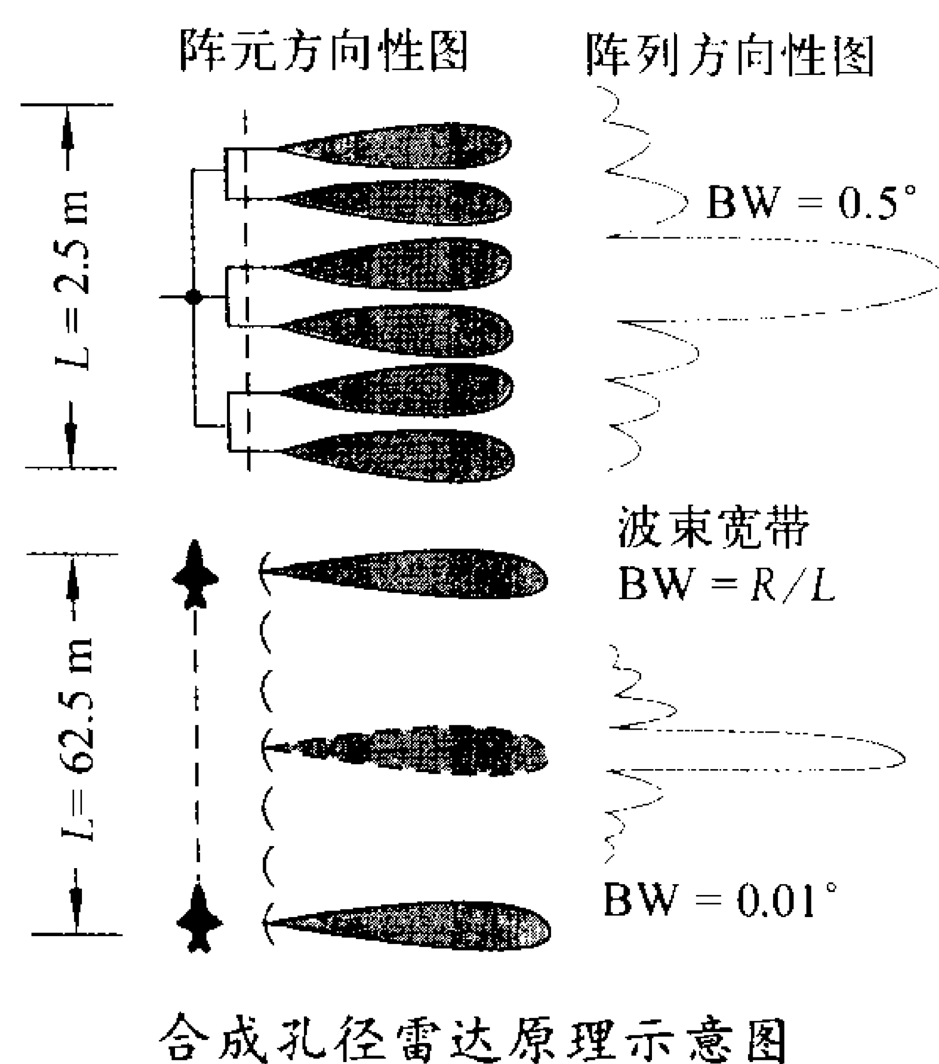
波音757、波音767飞机惯性基准系统连接方块图

（撰写：以光衡　审订：王纪僚）

jizai hecheng kongjing leida

机载合成孔径雷达　airborne synthetic aperture radar (SAR)　利用雷达与目标的相对应运动，把尺寸较小的真实天线孔径用数据处理的方法合成一等效天线孔径的机载雷达。普通机载雷达由于天线长度和波长的限制，其方位分辨力难以大幅度提高。合成孔径雷达利用载机的前进运动，顺序占据一段航迹L上的各个采样位置x_1、x_2…… x_N，并将各点所接收到的回波进行处理，得到等效于航迹长度2倍的合成天线阵所具有的锐化了的波束（即合成波束），从而获得良好的方位分辨力。这种雷达的距离分辨力是靠脉冲压缩技术达到的，可以得到两维的高分辨率地图。合成孔径雷达可分为非聚焦式和聚焦式两种。前者方位分辨力与波长以及目标距离的平方根成正比，性能低于聚焦式，目前较少使用；后者方位分

辨力较高，且与目标距离无关。信号处理可用光学和数字的方法实现。光学处理能产生极高质量的图像，但不能实时处理，其设备较庞大，可在地面上完成。数字处理的优点是精确、灵活和快速。合成孔径雷达主要用于航空和航天的遥感、侦察和监视以及导弹图像匹配制导等。



合成孔径雷达原理示意图

（撰写：戴明桢　修订：许伟武　审订：包德聪）

jizai hongwai sousuo genzong xitong

机载红外搜索跟踪系统　airborne infrared search and tracking system (IRST)　通过扫描搜索发现红外目标并实施定位、跟踪的机载光电系统。由于系统无需对目标进行照射而探测来自目标的自身红外辐射，属于被动探测，因此具有很好的隐蔽性。红外搜索跟踪系统由红外接收光学系统和红外探测器组件完成对目标红外光的接收；高精度伺服系统拖动光机扫描机构在规定的空间内完成搜索探测；信号处理器完成目标提取、数据处理和工作状态的控制。当经搜索发现目标时，伺服机构便根据指令或判据进入跟踪状态，从而给出目标相对于载机的角位置，以此来指引导弹导引头、雷达等其他机载系统指向目标。IRST 系统通过特定的算法可实现多目标跟踪。当 IRST 配上激光测距器时便构成了光电雷达。

（撰写：卢广山　审订：郑志伟）

jizai hongwai xitong

机载红外系统　airborne infrared system　利用目标辐射或反射的红外信号进行目标探测、目标识别与目标跟踪信号处理和目标及参数显示等功能的设备。这类系统可昼夜工作，具有被动隐蔽特点，有识别伪装及夜视能力。各种机载红外系统广泛用于探测空中、地面甚至水下目标，在导航、反潜、侦察、火力控制、制导和预警等方面，发挥特殊而重要的作用。

各种机载红外系统的工作原理基本相同。表征目标信息的红外辐射经红外光学系统接收，一般需经光学处理，然后汇聚在红外探测器（即红外敏感元件）上，由探测器将目标的红外信号转换成电信号，经处理后，根据需要以不同的方式读出，提供使用。

机载红外系统按安装位置不同，分为前视红外系统和下视红外系统两类；按用途分红外观察装置、红外搜索跟踪系统和红外瞄准装置。早期红外观察装置采用变像管和像增强器，需要用接目镜观察图像，限制了使用范围。目前除直升机外已很少使用。现代红外观察装置已使用红外热成像技术。红外搜索跟踪系统不仅能够搜索探测、识别和跟踪目标，而且能检测目标位置等有关信息，采用 3～5 μm 和 8～12 μm 红外探测器，能对目标全向探测，广泛用于作战飞机。红外瞄准装置用作机炮的射击瞄准具，头盔瞄准具的红外瞄准镜也属于这一类。

（撰写：李安义　郑志伟　审订：王祖典）

jizai huayin tongxin

机载话音通信　airborne voice communication　飞机乘员与地面、海上或其他飞机上有关人员之间以话音信息为传输内容的通信方式。机载话音通信的频段可以是高频 (HF)、甚高频 (VHF)、超高频 (UHF)、L 频段或者规定的机载移动卫星通信频段。传送的可能是明话也可能是密话，取决于通信过程中是否采取了加密措施。话音以模拟方式传送，或者以数字方式传送。当采用数字方式传送话音时，在发送端先用声码器将模拟话音变换为数字信号之后送到发射机，接收端则需要用码声器将解调得到的数字话音变换为模拟话音。为了保障话音通信的质量，在数字式话音通信设备中往往采取有效的纠错编码/译码措施。（撰写：罗通俊　审订：许宗泽）

jizai huokong leida

机载火控雷达　airborne fire control radar　用来搜索、截获和跟踪空中、地面、海上目标，提供武器瞄准、射击和制导所需目标数据的机载雷达。通常与火控计算机、飞行数据测量设备和平视与多功能显示器等组成火控系统。它的功能有：(1) 探测目标；(2) 截获和跟踪选定的攻击目标，提供目标视线角和角速度、距离和距离变化率等数据，由火控计算机计算出正确瞄准所需参数，并在显示器上显示出来，供飞行员修正航向，瞄准攻击；(3) 对导弹进行制导。此外，在低空突防时，有地形跟随和地物回避功能；在空中格斗时，具有快速自动截获目标等功能。随着作战飞机趋于多功能化，现代机载火控雷达亦日趋兼有空空、空地、空海、信标等多种功能，并要求工作在复杂的电磁环境中。为此，这种雷达除要求有一定探测距离外，还应具备下视和全向探测能力、抗干扰性强、测量精度高、操作简便、体积小、重量轻、可靠性高和可维修性好等特点。因此，它常常集多种体制和技术于一身，如：相控阵、数字动目标指示、脉冲多普勒、频率捷变、脉冲压缩、低截获概率、多普勒波束锐化、合成孔径和数字可编程信号处理等技术，并且逐步实现模块化、通用化和智能化。

（撰写：石媛珍　修订：许伟武　审订：包德聪）

jizai jiguang cejuqi

机载激光测距器　airborne laser rangefinder　应用激光技术测量目标距离的机载设备。将激光束射向目标，其部分能量将从目标返回到接收器，测量出发射信号到回波信号的时间间隔，解算这一时间延迟量值即可得出目标距离。机载激光测距器由发射/接收天线、光学系统、激光器、探测器、信号处理电路、伺服系统、冷却装置、电源等组成。常用的激光器有红宝石、钕钇铝石榴石和二氧化碳激光器等。激光测距器的主要优点是测距分辨率和角分辨率都高，抗干扰性强，测距准确度高；缺点是易受气象条件影响，效率低，作用距离较短。　（撰写：戚建中　孟繁印　审订：孙隆和）

jizai jiguang genzong zhaosheqi

机载激光跟踪照射器　airborne laser spot tracker / illumina-

tor 以激光对目标进行跟踪照射的军用航空器上的设备。通常采用脉冲重复频率激光器，其功能是为激光制导炸弹、导弹提供足够的反射能量。机载激光跟踪照射器一般都需装在高精度稳定跟踪平台上。其跟踪过程大多先由驾驶员目视手动操纵或由头盔瞄准具进行粗跟踪，待进入电视或前视红外的视场后，根据瞄准偏差自动操纵装有激光照射器的稳定跟踪平台对准目标照射。在战斗机上常装在外挂的瞄准吊舱内，在武装直升机上常组成机头安装的目标捕获指示瞄准具/驾驶员夜视系统。 （撰写：戚建中 审订：孙隆和）

jizai jiguang leida

机载激光雷达 airborne laser radar 用激光器（工作于从红外至紫外光波波段）作辐射源的机载光雷达。激光可穿透稠密的等离子体和海水，但不能穿透云雾，其大气传输衰减相当大，这些传输特点限制了它的使用范围。与微波雷达相比，激光雷达在测距、测角原理，连续或脉冲的发射波形，相干或非相干检测等方面是相同的，只是工作波长不同，由此带来了在发射、接收、天线的硬件组成及性能指标和应用上的差异。发射常用激光器完成，依工作物质分，有固体、气体、半导体和液体等激光器。航空上常用红宝石、掺钕钇铝石榴石 YAG 等固体激光器和砷化镓半导体激光器阵列。接收则由光探测器完成，常用光子效应器件，如光电倍增管、硅光电二极管等。当相干检测时采用超外差接收，有一激光本地振荡器和激光光混频器。具有天线作用的光学系统，一般采用经典的望远镜结构形式，主要有伽利略型、牛顿型、格雷果里型和卡塞格伦型等，它可将激光器的输出光束准直，使发射的能量集中到所要求的波束宽度内。激光回波束进入光接收机，为了抑制背景噪声还附加滤光片。光束的偏转和扫描方式有机械的、电子的或两者的结合。激光波长范围从小于1微米扩展至几微米，光束和脉宽可小至毫弧度和毫微秒量级，它的测角、测距的分辨率和精度很高，但在广阔空域里搜索和捕获目标困难；适合用其他传感器，如雷达引导其光学系统对准目标。其应用在航天上有卫星测轨、飞船交会、飞船入坞等；在航空上有激光测距器和激光照射器，为精密制导炸弹提供制导信息；也有激光测距与红外被动测角配合使用的，近来还开展了对湍流和风切变气象探测方面的应用研究。

（撰写：林宏基 修订：许伟武 审订：包德聪）

jizai jiguang yu hongwai ganrao xitong

机载激光与红外干扰系统 airborne laser and infrared jamming system 由飞机携带的，通过发射、反射和吸收激光和红外信号，破坏敌方光电传感器或光电制导武器正常工作的光电干扰系统。机载强激光干扰系统主要用于干扰地面防空光电跟踪系统。其激光发生器通常与其他传感器，如电视或红外传感器等组合使用，主要对抗目标是敌方的光电侦测、火控、导航和制导装置，使其光电传感器致盲或致眩。

（撰写：朱松 审订：胡民才）

jizai jisuanji

机载计算机 airborne computer 装于有人或无人驾驶飞机的计算机。在可靠性、体积、重量、功耗、环境适应性等方面对机载计算机有严格的要求。一架现代飞机上可使用几十或更多台机载计算机，作为实现飞行和作战等功能的硬件平台。按数据和信号这两种处理对象可把机载计算机分别称之为信号处理计算机和数据处理计算机，前者处理雷达信号、通信导航和敌我识别信号、电子战信号、惯性参照信号等；后者对数据进行分类、合并、转换、计算、存储等。按应用对象可把机载计算机分别称之为飞行管理计算机、任务管理计算机、飞行控制计算机、推力管理计算机等。

（撰写：魏绍贤 陆荣国 审订：周耀荣）

jizai jisuanji kaifa huanjing

机载计算机开发环境 development environment for airborne computer 协助开发机载计算机硬件、软件，且对组成的系统进行模拟、测试和分析的系统。它本身是一个满足机载支持环境的地面计算机系统。开发环境应包括下述考虑：(1) 与实际应用相同的支持环境；实验室内系统开发支持工具；编程语言设计与移植；程序设计语言；应用软件和系统软件及固件的规模估计和运行时间估计；原理样机的演示；各子系统的协调工作。(2) 在某具体计算机系统设计时，要准备工具有符号 Debugger、处理器仿真器、时序和执行范围分析工具、情况产生器、总线监控系统、硬件诊断、自动测试设备、系统模拟器、自动接口控制文档。(3) 开发系统的 Ada 交叉编译器、汇编重组器、连接器、符号调试程序、驻留开发系统的模拟器、目标调试程序等。

（撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

jizai jisuanji neizongxian

机载计算机内总线 internal bus of airborne computer 组成计算机的各模块之间的互连总线。例如 EL-BUS 企业标准的机载计算机内总线。 （撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

jizai jisuanji ruanjian kaifa guocheng

机载计算机软件开发过程 onboard computer software development process 以产生机载计算机软件为最终目标的一系列相互关联的活动。可以按多种软件生存期模型来定义机载计算机软件开发过程，但其基本组成是 4 个子过程：(1) 需求过程；(2) 设计过程；(3) 编码过程；(4) 集成过程。需求过程的主要活动是分析系统分配软件的需求，编制和验证软件需求文档。设计过程的主要活动是把软件需求细化为软件的框架结构、数据结构、算法、数据流和控制流，编制和验证软件设计文档。编码过程的主要活动是把软件设计转化为机载计算机程序，编制、调试和测试该程序。集成过程的主要活动是把机载计算机程序的可执行代码加入到机载计算机中，使之与硬件系统协同地正常运行。机载计算机软件开发过程是机载软件生存期的一部分，与之相关的还有软件计划过程、软件验证过程、软件质量保证过程和软件配置管理过程等。 （撰写：陆荣国 审订：龚诚）

jizai jisuanji ruanjian xitong

机载计算机软件系统 airborne computer software system 用于机载计算机的计算机程序（含固化的程序）及其有关的文档和数据构成的系统。例如汇编程序、编译程序、操作系统、诊断程序、控制程序、专用程序包、程序库程序、数据管理系统、各种维护使用手册、程序说明和框图等。软件系统是计算机工作时不可缺少的。它可以扩大计算机功能、帮助提高计算机的效率，是计算机系统的一个重要组成部分。在现代航空电子系统中，软件而非硬件已成为实现航空电子功能的一个途径。今天 90% 的航电开发工程都是面向软

件，并且由于软件系统处理越来越多的系统功能，它变得也越复杂，所以对软件开发的成本和质量也就愈引人关注。

（撰写：魏绍贤　审订：周耀荣）

jizai jisuanji shishi zhixing ruanjian

机载计算机实时执行软件　onboard computer real-time executive software　支持机载计算机运行的并且能满足时间特性要求的管理程序。一般是指实时操作系统或仅是实时操作系统的内核。它隔离了用于完成系统使命功能的应用软件与机载计算机硬件环境的耦合，为应用软件的运行提供各种计算机资源管理功能。机载计算机实时执行软件的关键是以最小的时空开销提供有效的任务调度、数据管理，使应用软件能在满足系统时间要求的前提下，完成系统使命功能。

（撰写：陆荣国　审订：龚　诚）

jizai jisuanji zhiling xitong jiegou

机载计算机指令系统结构　airborne computer instruction set architecture　机载计算机所能执行的各种不同指令的全体。主要包括处理指令集和输入/输出指令集、指令的格式、操作代码以及寻址方式、存储器的管理和划分、时钟的速率、中断结构以及程序员可直接操作或测试的所有寄存器和存储单元的使用方式和格式。用标准文本规定机载计算机指令系统结构后，有利于硬件和软件的标准化。

（撰写：魏绍贤　陆荣国　审订：周耀荣）

jizai jingque zhidao wuqi

机载精确制导武器　airborne precision guided weapons (APGW)　又称机载精确制导弹药(airborne precision guided munitions, APGM)。精确制导武器是目前国内外通用的、跨行业、跨军兵种的一个军事技术术语，是以制导与非制导分类的、泛指所有带制导控制装置的、一个庞大的武器范畴。机载精确制导武器，则是其中专用于军用作战飞机的一类武器，同时也是航空武器(亦称机载武器)范畴中带制导控制装置的一类武器。因此，精确制导武器，仅是分类学上的一个通用术语，而不是特定专业的一个专用术语，迄今为止还没有一个统一的、带量化指标的定义。

在现代航空武器专业范畴，通常按作战使用将精确制导武器所含专业分为：空空导弹、空地导弹、(航空炸弹中的)制导炸弹三类。前者主要分为：近距全向格斗红外型空空导弹和超视距多目标攻击雷达型空空导弹。后两者归入精确制导空地攻击武器范畴，系作战飞机在敌方防空武器系统火力杀伤区域之外对敌方地面、水面、地下、水下目标实施攻击所投射的各类精确制导空地武器的总称。

新一代机载精确制导武器是21世纪军用作战飞机装备的主要武器，是空中力量实施全球快速精确攻击和夺取并保持制空权的有效手段，在未来高技术局部战争中将会发挥重要作用。它同隐身技术、空间资源和快速机动能力所产生的"力量倍增器效应"，将使空中力量对未来陆海空天电磁一体化作战做出巨大贡献。（撰写：王祖典　审订：柯　恂）

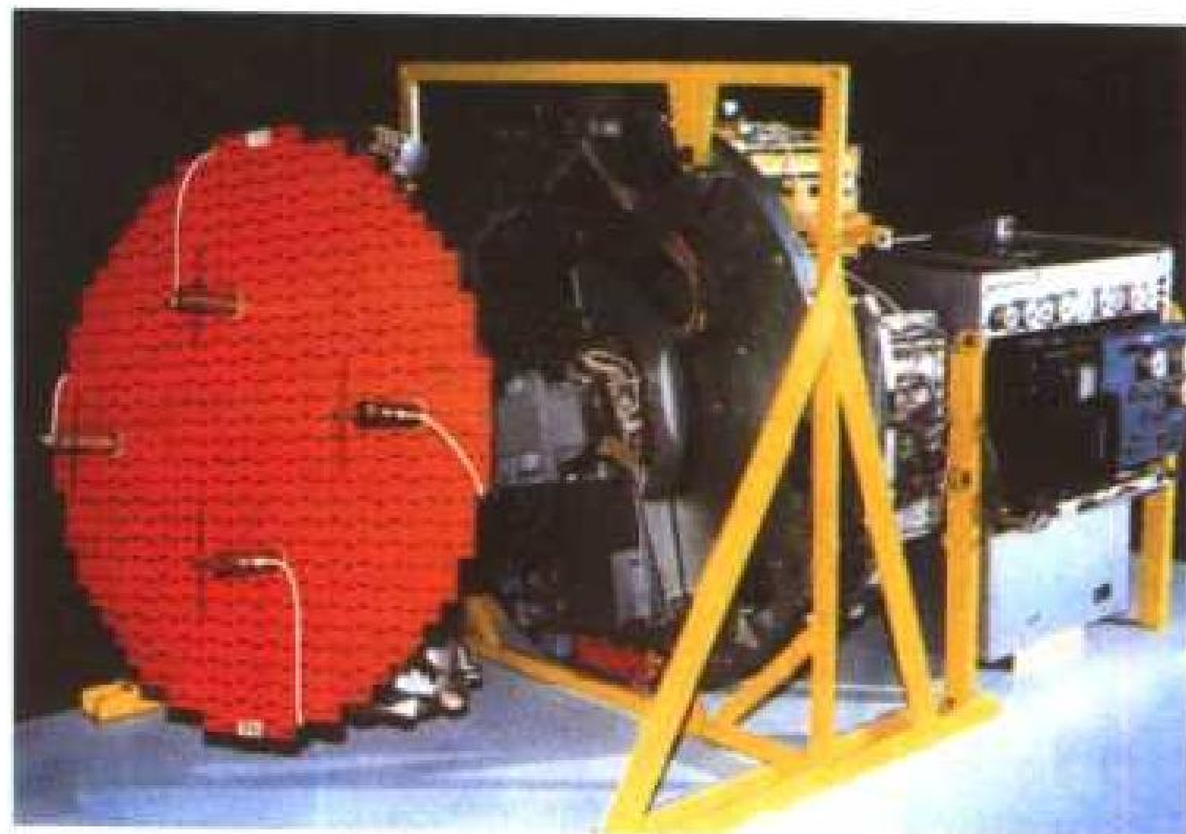
jizai kaifang xitong jiegou jisuanji

机载开放系统结构计算机　airborne open system architecture computer　准予使用明确的接口标准和商用货架产品(COST)及总线、软件语言、软件包、协议等的计算机。这些标准使接口具有最大的兼容性和互操作性。更重要的是随工艺的迅速发展，新的或经过改进的硬件和软件模块可以通过简单的嵌入或更换，便于系统升级。该系统结构可以大大降低研发、生产、使用、维护等费用。另一方面，开放系统互连有一个7层软件协议以便在通信网络之间交换信息。数字链接能力包含于这种系统互联中。

（撰写：魏绍贤　审订：周耀荣）

jizai leida

机载雷达　airborne radar　以飞机为平台的雷达。利用电磁波对各种空中、地面和海上目标进行探测和定位的机载装置。它发射电磁波对目标照射并接收其回波。通过回波时间延迟测量雷达至目标的距离；通过发射信号与接收信号的频率差(多普勒频移)测量雷达与目标的相对速度；通过回波到达的波前测量目标的方向。电磁波能够有效地穿透云、雾、雨的遮挡，使机载雷达具有昼夜以及全天候工作能力，并成为现代军用飞机的重要装备，在民用飞机中也有广泛应用。机载雷达的主要用途有：火力控制、导弹制导、地图测绘、地物回避、地形跟随、等高面测绘、气象导航、敌我识别、空中预警、战场侦察、海上搜潜、空中交会、信标导航、海上缉私、资源探测、大地测量等。为实现上述种类繁多的用途，机载雷达采用多种体制和技术：单脉冲跟踪(提高对角度欺骗干扰的对抗能力)、动目标指示(MTI)和检测(MTD)(提高对运动目标的探测能力)、脉冲压缩(改善对目标的距离分辨率)、频率捷变(提高对瞄准式有源干扰和海浪杂波的对抗能力)、脉冲多普勒(提高对强地物杂波和敌方施放的箔条干扰物的对抗能力)、合成孔径(提高角度分辨率)、相控阵(提高目标数据率，改善系统可靠性)和边扫描边跟踪(TWS)(实现多目标跟踪和攻击)等。由于任务不同，雷达工作波段也不尽相同。火力控制、导弹制导、气象航行、海上搜索多



机载雷达

工作在5～2 cm波段，甚至工作在毫米波段；预警和识别多工作在10 cm或更长的波段。由于装载环境的特殊性，通常具有下述特点：(1)集多种用途于一体，如现代机载火控雷达有空空、空地等十多种功能；(2)多种雷达体制应能兼容工作；(3)应解决由于载机运动而产生的空域稳定问题；(4)低空飞行和下视探测时，应具备良好的对地、海杂波的抑制能力；(5)对于体积、重量、功能、振动、冷却、可靠性和维护性都有很高的要求。未来发展的主要趋势是：(1)采取超大规模集成电路和单片固态微波集成电路等最新电路技术成就，进一步减小体积，减轻重量，以适应各种飞行器的需要；(2)通过软、硬件模块化设计和完善的自检测系统设计，提高雷达的可靠性(MTBF从目前的几十小时提高到几百小时)和维修性(从三级维修改为二级维修)；(3)通过智能化的设计使雷达具有发射功率、天线方向图和信号波形的自适应变化能

力，以应付现代战争极端恶劣的电磁威胁环境；(4) 通过采用有源相控阵体制使雷达具有更完美的多功能工作能力、更高的可靠性以及低截获概率 (LPI) 特性。

（撰写：许伟武　审订：包德聪）

jizai leida cejuqi

机载雷达测距器　airborne radar ranger　又称半雷达。装在飞机头部仅能测出正前方目标距离的设备。它的天线固定在飞机上，不能进行扫描，不能测量目标的角度和角速度参数，只能完成白天目视的尾随攻击，不能实现全天候的作战要求。增加天线搜索功能，可在一定程度上扩大测距器的用途。　（撰写：林宏基　修订：许伟武　审订：包德聪）

jizai lianxubo leida

机载连续波雷达　airborne continuous wave radar　连续发射电磁波的机载雷达。分调制与非调制两类。非调制的连续波雷达利用多普勒效应测量目标与雷达的相对速度，但不能测量目标的距离。一个滤波通道只能测量一个目标的速度值；如果在整个多普勒频率范围内设置滤波器组，可实现对不同速度的多个目标的测量。具有线性调频的连续波雷达可以对目标进行测距，目前飞机无线电高度表多采用这种调频体制。连续波雷达设备简单，无高峰值功率问题，抗干扰能力较强，但信号泄漏大，收发天线一般不能共用。连续波雷达常用于飞机测高、导弹制导及近炸引信。

（撰写：许伟武　审订：包德聪）

jizai lianxubo zhaosheqi

机载连续波照射器　airborne continuous wave illuminator (CWI)　用于向半主动雷达制导空对空或地对空导弹提供照射目标的装置。通常与火控雷达共用天线，将连续波电磁能量向火控雷达跟踪的目标发射。半主动雷达制导的导弹接收 CWI 直达波和目标的反射波，经过处理产生雷达制导信号，使导弹飞向目标。照射器通常采用与火控雷达相近的频率，采用速调管或行波管做为发射器件。发射功率通常在 200 W 到 1000 W 之间。　（撰写：许伟武　审订：包德聪）

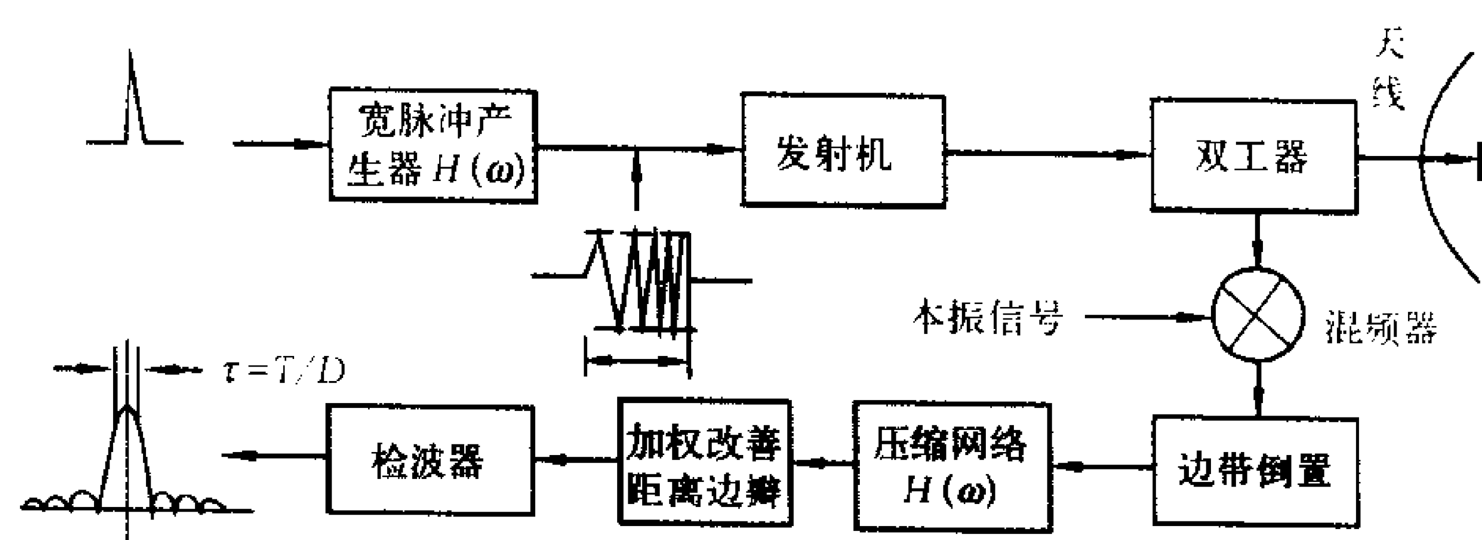
jizai maichong duopule leida

机载脉冲多普勒雷达　airborne pulse Doppler radar　利用多普勒效应探测运动目标的机载全相参脉冲雷达。径向速度为 v_r 的目标其雷达回波与发射波的频率相差一多普勒频率 $f_d = 2v_r/\lambda$，这里 λ 是雷达波长。脉冲多普勒雷达利用多普勒频率的差异，能在强地杂波背景中探测运动目标。其原理在 20 世纪 50 年代中期已形成，但直至 70 年代数字信号处理硬件达到小型、高速、可靠、低成本要求之时，这种体制才得以推广使用，主要用于机载预警、机载和地面火控、气象探测、超视距探测、导弹制导等。机载脉冲多普勒雷达下视时，地杂波包含由天线主瓣进入的主瓣杂波，从天线旁瓣进入的旁瓣杂波和从正下方地面返回的高度线杂波。信号处理可用距离门选通在时域区分目标和杂波，并得到距离信息；使用窄带多普勒滤波器组在频域对目标和杂波进行区分，并获得速度信息。发射机有极高的频率稳定度，以防止强主瓣杂波频谱扩散而影响频域检测目标的能力。天线副瓣电平应很低，以降低副瓣杂波电平，有利于频域检测目标。雷达能单值而无模糊测距的目标最大时延等于脉冲重复周期，能单值而无模糊测速的目标最大多普勒频率其绝对值等于脉冲重复频率之半。脉冲多普勒雷达采用高脉冲重复频率时，无速度模糊，频域存在无杂波区，极利于对迎头目标的探测；但是距离模糊严重，杂波电平因时域多次重叠而大大提高，不利于尾追探测低空目标。采用中脉冲重复频率时，有速度模糊，频域无杂波区消失；也有距离模糊，但杂波时域重叠减轻。虽然对迎头目标探测性能不如高脉冲重复频率好，但对从各种角度进入的目标的探测性能比较均匀。采用低脉冲重复频率时，没有距离模糊，但存在盲速和有严重的速度模糊。中脉冲重复频率脉冲多普勒雷达用改变脉冲重复频率的方法解决距离模糊和速度模糊，无模糊的速度在距离跟踪状态也可由距离微分得到。高脉冲重复频率脉冲多普勒雷达可用载频线性调频的方法解距离，但测距精度很差。高性能机载脉冲多普勒雷达有时采用包括高、中、低脉冲重复频率的全波形，以实现更为理想的探测性能。

（撰写：朱兆达　修订：许伟武　审订：包德聪）

jizai maichong yasuo leida

机载脉冲压缩雷达　airborne pulse compression radar　发射机发射已调制(线性调频或编码)的宽脉冲，接收机对回波信号进行压缩处理得到窄脉冲的机载雷达。它既保持宽脉冲雷达增大探测距离的需要，又具有窄脉冲雷达的高距离分辨率。要使接收机输出压缩成脉宽为 τ 的窄脉冲，则发射脉宽为 T 的宽脉冲中必须包含窄脉冲信号的全部频率分量。脉冲压缩比 $D = T/\tau = T \cdot B$，B 为窄脉冲信号带宽。常用的脉冲压缩波形有：线性调频，非线性调频，相位编码和时间—频率编码等。产生的方法有：有源法，在时域调制信号的相位或频率；无源法，在频域调制信号频谱的相位，当宽带信号(如窄脉冲)通过具有色散相位特性的滤波器时，滤波器的非线性相位特性就加在它的频谱上；还可用数字法。压缩后信号的包络出现多个时间旁瓣(即距离边瓣)，采用加权技术可减小旁瓣电平。



无源线性调频脉冲压缩雷达原理示意图

（撰写：戴明桢　修订：许伟武　审订：包德聪）

jizai ni hecheng kongjing leida

机载逆合成孔径雷达　airborne inverse synthetic aperture radar (ISAR)　利用目标与雷达的相对运动，对运动目标处于不同视角上的回波信号进行相干处理，重构目标图像的机载雷达。在合成孔径雷达 (SAR) 成像时，目标是固定的，而雷达处于运动状态；而在 ISAR 成像时，目标是运动的，雷达固定或运动，而且目标的运动通常无法预知。利用目标与雷达之间的相对旋转产生的多普勒信息，获得对目标的横向高分辨力，而伴随这种旋转的其他运动则必须在信号处理中予以补偿，用来对卫星、导弹、飞机和舰船等运动目标进行远距离成像。它已成功地用于对月球的成像，以及测绘云层下金星表面的图像。

（撰写：戴明桢　修订：许伟武　审订：包德聪）

J

jizai qixiang leida

机载气象雷达 airborne weather radar 装在飞机头部用以探测航向前方的云、雨、雷暴区和湍流等气象状况的雷达。云、雨是由水的微粒组成，对电磁波具有吸收和散射的作用，电磁波穿透它时将逐渐衰减，同时又不断地产生后向散射。因此，云、雨的回波是幅度递减的宽脉冲，其宽度与云雨层的径向厚度相对应。将此脉冲进行饱和式的放大、限幅和微分处理后，在平面位置显示器上便可获得具有雷雨区轮廓线的气象画面。驾驶员凭此操纵飞机绕过雷雨区，保证航行的安全。近来发展了相参体制的多普勒气象雷达，它能探测湿性湍流以及风切变等对飞行安全构成严重威胁的气象环境。 （撰写：林宏基 修订：许伟武 审订：包德聪）

jizai qianshi hongwai xitong

机载前视红外系统 airborne forward-looking infrared system (FLIR) 夜间或复杂气象条件下，探测红外目标并提供景物图像的系统。前视红外系统原意是指向前探测的机载热成像系统，以区别于下视等其他系统。当今"前视红外"已成为红外传感系统的通用词语，泛指各类扫描热成像仪。前视红外系统一般由光学望远系统、工作在 3～5 μm 或 8～12 μm 波段的红外成像探测器、图像信号处理器、扫描机构和稳定平台及图像显示器等组成，是较复杂的光学、机械、电子综合系统，广泛应用于红外目标搜索与跟踪成像系统和机载导航与瞄准吊舱。 （撰写：卢广山 审订：郑志伟）

jizai shengaopin tongxin

机载甚高频通信 airborne very high frequency (VHF) communication 利用频率为 30～300 MHz（波长 10～1 m）的无线电波传播来实现的飞机与地面、飞机与海上以及飞机与飞机之间的通信。国际民航公约规定 117.975～137 MHz 为民用航空 VHF 空—地通信频段。甚高频通信的特点是视距传输，因此机载甚高频通信常常用作视距通信或者中继通信。常用的调制方式有调幅（AM）、调频（FM），可以以加密方式或者非加密方式传送话音或者数据。在军事应用中，机载甚高频通信通常采用直接序列扩频、跳频、跳时等方式，或者它们的混合方式来对付敌方的人为干扰。

（撰写：罗通俊 审订：许宗泽）

jizai shishi rongcuo fenbushi jisuanji

机载实时容错分布式计算机 airborne real-time, fault-tolerant, and distributed computer 具有高度容错能力的并行分布式计算机网络系统。该网络将多个微处理机互连成多处理机系统。其技术特点：(1) 具有多发故障容错的工作能力。(2) 共享大容量存贮器，做后备用。(3) 采用测试维修总线。(4) 满足飞机和任务实时控制需求。(5) 满足目标识别、图像处理、遥感遥测、警戒防卫处理等高性能要求。

（撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

jizai shipin celiang yu jiankong xitong

机载视频测量与监控系统 airborne video measuring and monitoring, controlling system 一种安装在飞机上、用于飞行试验的视频测量与监控系统。该系统一般应有与之配套的地面设备。机载设备包括：摄像机、时间信号插入器、视频录像机、监视器、视频发射机和天线等。地面部分包括：地面站接收天线、接收机、监视器、视频编辑转录设备、视频画面定量分析设备等。

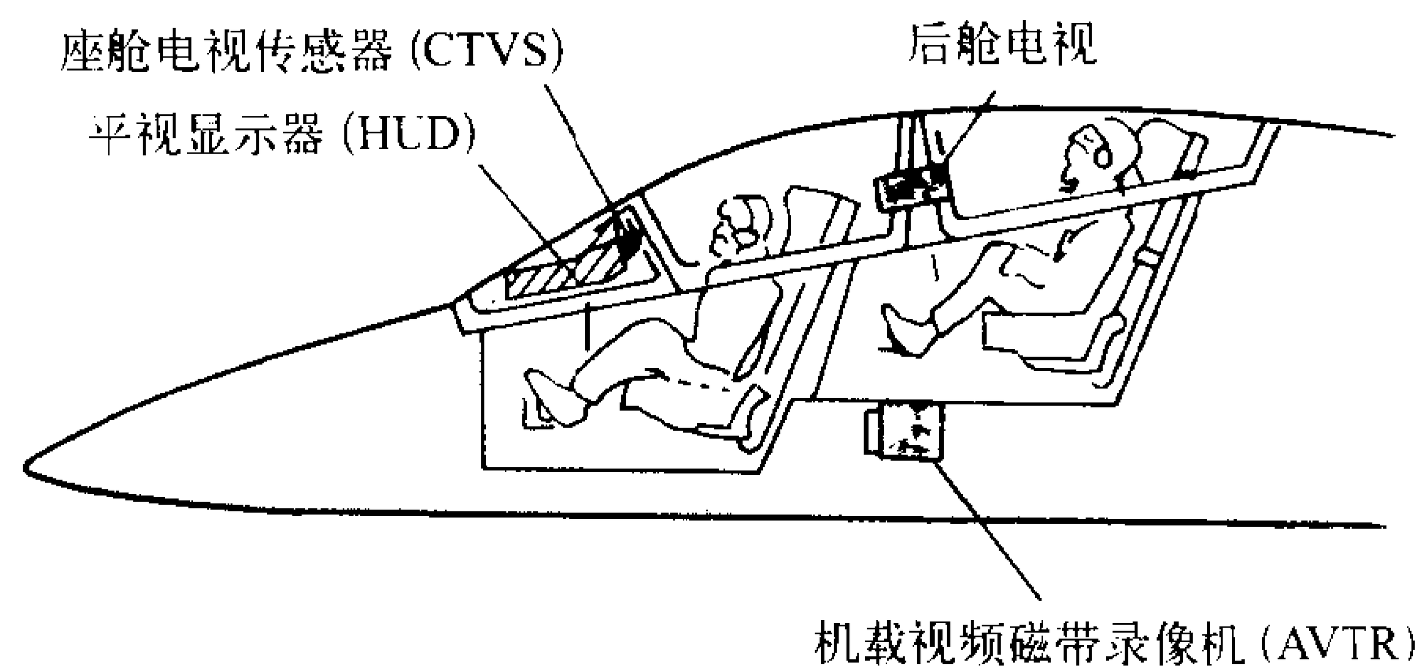
根据要求，可在一架飞机座舱或其他位置上安装一台或多台摄像机（当测量目标是高速运动物体时，应选用机载高速数字视频测量系统）。将摄入的飞机重要仪表数据、空中目标、地面目标、驾驶员操作过程、飞机外挂物投放、座椅弹射、空中加油、机上导弹发射等图像，经电缆传送到时间插入器，在视频画面上插入时间标志信号后，分为两路信号：其中一路由记录器记录在磁带上，进行事后定性分析、处理或用视频画面定量分析设备对画面中的目标进行判读，给出坐标方位，解算出目标在空间的位置、运动速度、加速度、轨迹及姿态等数据，给出所摄目标的特性。另一路视频信号经视频遥测发射机和天线，把信号调制放大后，发射到地面站接收天线，接收机接收并解调出视频信号，进行显示和记录，地面站指挥人员和飞行试验专家可以实时观看传送到地面站的视频画面。为判读飞机各系统工作状态，正确指挥飞机飞行试验的实施提供重要数据。

目前，机载视频测量与监控系统，以形象、直观、实现实时监控，既能定性分析，又能高精度地定量分析等特点，已成为飞行试验设备中必不可少的重要组成部分。

（撰写：刘新乐 审订：张克荣）

jizai shipin jilu xitong

机载视频记录系统 airborne video recording system 采取电视摄像和提取视频显示信号的方式记录作战与飞行过程的外景以及平视显示器或其他多功能显示器的显示情况，并能在飞机上或地面重放记录，供飞行训练及作战评价用的电视记录系统。由座舱电视传感器（CTVS）及机载视频磁带记录仪（AVTR）组成（见图）。座舱电视传感器是一个安装在平视



双座飞机平显及视频记录系统示意图

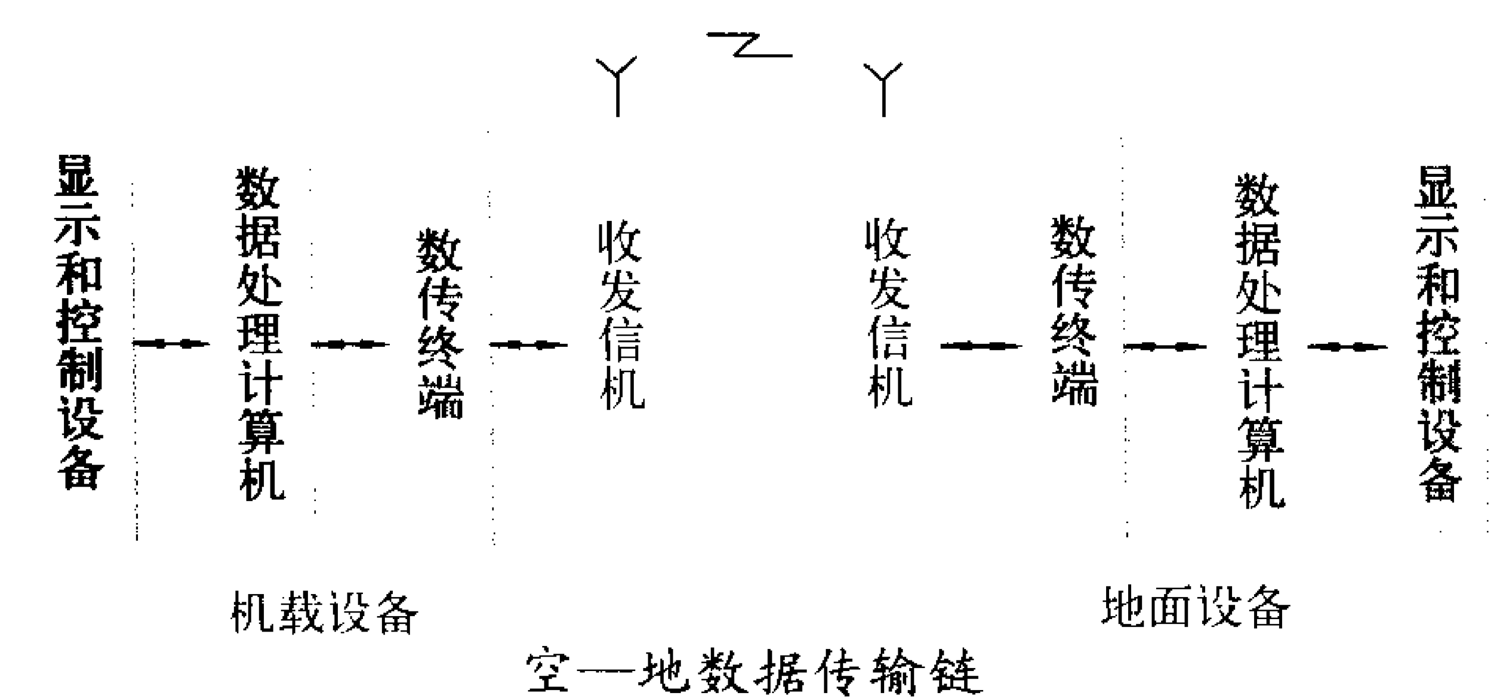
显示器后面，由能适应飞行条件的电荷耦合器件（CCD）为主组成的固态电视摄像机。它直接拍摄外景及与之重叠的平视画面。机载视频磁带记录仪是一个要适应各种显示器送出的视频信号并记录武器或激光发射等标志的录像机，还可带电视监视器供其他舱位（如教练机后舱）使用。

本系统一般都应满足电视标准要求，使得研制与检测设备与通用电视一致。 （撰写：夏英明 审订：孙隆和）

jizai shuju tongxin

机载数据通信 airborne data communication 飞机与地面、飞机与海上或者飞机与飞机之间以数据信息为传输内容的一种通信方式。数据信息可能是载机信息（如载机位置、状态、剩余油量）、雷达情报信息（如目标参数、图像）、作战指挥命令、飞机引导数据、航管命令以及自由电文等等。机载数据通信通过飞机与对象之间建立的数据传输链（data link）来实现。典型的空地数据传输链如图所示。当有数据下传时，自动或由操作员通过显控设备启动数据处理计算机将准

备好的数据送往数传终端设备，在数传终端中对数据进行加密、纠错编码、调制等处理之后送到收发信机，在收发信机中再经调制等处理之后将信息携带在射频上，由天线发射。地面接收机将接收到的数据送到数传终端，在数传终端中进行解调、解码、解密，在数据处理计算机中进行信息识别、



空—地数据传输链

信息分类和信息译码，然后送到显示器显示，或者送到控制器执行控制。数据的上传过程与此类似。根据不同的使用要求，可以在不同的工作频段建立数据传输链路。甚高频(VHF)、超高频(UHF)以及L波段的数据链适合于视距范围的数据传输，高频(HF)数据链适合于远距离(超视距)小容量的数据传输，而机载移动卫星通信的数据链则适合于远距离大容量的数据传输。军用航空数据链主要用于传输战术数据信息，在数据传输过程中必须采取有效的保密措施和抗干扰措施。民用航空数据链主要用于传输航管信息。机载数据通信具有可靠、易交换、易处理、容量大等优点，在航空通信当中越来越受到人们的重视。

(撰写：罗通俊　审订：许宗泽)

jizai weiguang dianshi xitong

机载微光电视系统　airborne low light television system　利用微光和电视技术综合而成的军用航空器上的夜视系统。军用微光电视系统绝大多数是闭路电视，主要由三大部分组成，即高灵敏度的微光摄像系统、接收显示系统和同步控制系统。它是一个无源探测系统，可在景物照度为10^{-3}～10^{-4}lx的极微弱的光线下正常工作，具有强的抗干扰能力和快速反应能力，但识别距离较短。它可与光电自控系统构成电视跟踪回路，并能很方便地叠加上飞行数据与符号等。

(撰写：戚建中　审订：孙隆和)

jizai wuqi bachang shiyan

机载武器靶场试验　airborne weapon range test　在模拟实战条件下对机载武器、弹药进行研究和鉴定的实弹投射试验。按其任务性质可分为：设计定型试验，生产定型试验，鉴定试验，弹道试验和研制性试验等。试验项目包括：机载武器战术技术指标的验证，可靠性验证，弹道特征参数的测定，维修保养和操作使用等勤务性验证等。通过这一系列试验，可对该武器设计的合理性、成批生产的可能性和部队的适用性作出评定，或发现新规律、证实新原理等。因此，靶场试验是机载武器研制、生产和使用过程中不可缺少的重要环节，也是推动武器理论发展的重要实践。

(撰写：秦书节　鲁德业　审订：王祖典)

jizai wuqi baoxing waigua gaomidu neigua jishu

机载武器保形外挂/高密度内挂技术　airborne weapons conformal external carriage/compressed carriage techniques　为进一步改善超声速作战飞机大量外挂武器时的飞行性能和操纵品质所需的技术称之为机载武器的保形外挂技术。目前超声速作战飞机广泛使用的复式外挂架，虽然使悬挂武器的数量增多，但同时也增大了飞机的阻力，使飞行性能受到严重影响。因此，要进一步增加武器数量并实现超声速飞行，必须把武器挂点移到机身外部内侧来，并采用同机身外表面相切的保形悬挂法，分为半保形(半埋)悬挂、全保形(全埋)悬挂和将挂架、武器与飞机融为一体的超保形悬挂三种。前两种已经应用，后一种尚在研究中。

为适应新出现的隐身战斗机武器内挂要求所需的技术称之为机载武器的高密度内挂技术。由于隐身特性与武器外挂方式互不相容，美国发展的隐身战斗机都采用了武器舱内挂方式，F-22虽然有三个武器舱，但悬挂原来设计用于外挂的现役空空导弹的数量有限。为充分利用武器舱容积、增大载弹量，除对现役空空导弹修改外，还开发应用高密度内挂技术，包括外伸式弹射挂架技术、切梢/折叠弹翼和无尾/扁平弹体武器技术、武器舱门结构及其控制技术等。

(撰写：王祖典　审订：郑志伟)

jizai wuqi guafei shiyan

机载武器挂飞试验　aerial weapon captive flight test　将武器或其模拟件挂于飞机上作各种战术飞行，检查各种悬挂方案下飞机的飞行性能、品质、颤振、结构和气动加热以及机载武器性能等的试飞试验。挂飞试验应在完成地面环境试验、地面投放试验和电磁兼容性试验等一系列试验之后进行。

各种悬挂物对飞机的飞行性能有很大影响，使飞机的机动性、航程、加速性、飞行速度以及起飞着陆等一系列性能降低；悬挂物的挂装和分离也给飞机的操纵性、安全性带来很大变化；机翼(特别是外翼)外挂物会严重缩小颤振速度边界；大马赫数下的气动加热对任何武器弹药都是严重的考验；在大机动条件下对武器的悬挂发射装置的结构强度也必须考核。通过机内和机外各种测试手段记录上述试飞结果，经计算、分析和处理，最后才能给出飞机带各种悬挂物时的飞行性能、飞行品质、飞行包线以及有关可靠性和安全性的结论。

(撰写：潘凌阁　审订：王祖典)

jizai wuqi huanjing shiyan

机载武器环境试验　airborne weapon environmental test　检验机载武器在贮存、运输、挂飞和投射过程中所遇到的各种环境条件下是否满足战术技术指标所进行的试验。环境试验分气候环境和动力环境两大类，通常包括：高温试验、低温试验、常温试验、温度冲击试验、温度—湿度试验、温度—高度试验、低气压试验、振动试验、冲击试验、恒加速度试验、冲击振动试验、霉菌试验、盐雾试验、沙尘试验及雨淋试验等。在现代机载武器环境试验中，还包括电磁兼容性试验。上述试验在产品研制过程中完成。

(撰写：高振声　审订：王祖典)

jizai wuqi huokong xitong dimian lianhe shiyan

机载武器火控系统地面联合试验　weapon system integration test　按火控系统接口关系要求，在试验室条件下对组成系统的各部分产品进行交联，全面检查其接口关系与功能的试验。试验应按接口控制文件要求，测出各信号的品质与精度，检验系统功能的协调性与正确性，以便保证与正式装机使用的效果一致。故要求：(1)参试成品应是满足战术技术

指标的合格产品；(2) 各产品之间的电气与射频信号的联接与机上一致，采用正式装机电缆；(3) 满足试验大纲要求的测试仪器和模拟设备；(4) 符合载机供电品质和功率要求的试验电源；(5) 满足射频对接要求的无反射微波暗室；(6) 模拟目标运动的信号模拟器（给载机雷达提供目标运动信息）；(7) 模拟载机运动的转台。

在地面联合试验的基础上，通过发现问题、排除故障并进一步改进后，方可进行系统的装机试验和试飞。

（撰写：潘凌阁　审订：王祖典）

jizai wuqi huokong xitong duijie shifei

机载武器/火控系统对接试飞 guidance-system captive flight test　空中非发射的武器/火控系统联合试验。它是在完成武器/火控系统地面装机试验和挂飞试验的基础上进行的有目标机配合的空中武器/火控系统的综合试验。试验载机装挂导引头模拟导弹（不带发动机、引信和战斗部），目标机应有战术技术指标所要求的雷达反射截面和红外辐射源，以便定量地考核武器/火控系统的功能。考核的内容包括：雷达对目标的探测、截获和跟踪能力；导弹导引头的截获和跟踪能力；座舱中的音响与指示灯信号显示；平显火控系统的瞄准与预发射程序操作。试验结果可根据载机上的飞行参数记录和设在座舱内的对平显和雷达显示器画面的视频记录加以判定。

（撰写：潘凌阁　审订：王祖典）

jizai xitong yu shebei baozhang shebei

机载系统与设备保障设备 support equipment for aircraft systems and equipment　保障机载系统与设备维修作业和作为维修工作辅助手段的设备的统称。主要包括：通用和专用工具、用具；通用仪器设备（例如万用表、稳压电源、信号发生器、频谱分析仪等）；设备拆卸托架、支架、拖车；系统试验台、附件试验台（器）（例如液压系统附件综合试验台、氧气系统试验台等）；设备试验台、检验测量（测试）仪器设备、检测车等（例如导航设备检测设备、雷达检测设备等）；修理工艺设备以及飞行参数录取判读设备等。

（撰写：侯志刚　审订：张鸿元）

jizai xiangkongzhen leida

机载相控阵雷达 airborne phased array radar　通过控制天线阵元辐射的电磁波相位，实现波束在空间电扫描的机载雷达。高速飞机、导弹和卫星的出现，要求雷达有更远的探测距离、更大的覆盖空域、更高的数据率，并能适应多目标环境。传统的机械扫描雷达难以有效地满足上述要求，根本的出路是发展相控阵体制。20 世纪 70 年代以来，这种体制已为地面雷达和舰载雷达广泛采用，但在机载条件下应用难度大，进展缓慢。早在 20 世纪 60 年代，美国多家公司就开展机载相控阵雷达的研究工作，其中多数为无源相控阵体制（空间馈电或公共馈电），阵元由辐射器和移相器组成，收/发机是集中的，目前已有少数飞机（B-1B 和 B-2 战略轰炸机以及米格-31 和法国"阵风"等战斗机）采用。为进一步提高雷达性能，正在发展一种有源全固态相控阵雷达，即每个阵元都有辐射、移相和收/发功能，完全取消了大的功率微波真空器件（如行波管）和相应的高压器件。历经 20 多年的努力，目前美国最新一代战斗机 F-22 上已经采用有源全固态相控阵雷达。它具有下述特点：(1) 可靠性高。由于信号的发射和接收是由众多的（数百到数千）独立的辐射单元组成，因此，少数单元失效对系统性能影响不大。10% 的单元失效，系统仍能基本正常工作，不需立即维修；30% 的单元失效，系统增益降低 3 dB，仍可维持工作。(2) 被拦截概率低。低拦截概率特性在当前严峻的电子战环境中至关重要，有源相控阵口径场的幅度和相位都可随意控制，能使天线旁瓣的零值朝向敌方干扰源，使之无法实施有效干扰。(3) 雷达截面积小。与机械扫描雷达相比，相控阵雷达本身的雷达截面积要小得多，这对隐身飞机装载的雷达尤为重要。(4) 扫描速度快、数据率高。天线机械扫描速度一般很少超过 100 (°) /s，覆盖一定空域的扫描周期需数秒到十几秒，难以满足现代空军高速机动作战的要求。相控阵雷达扫描速度只受目标回波数目的限制，可达毫秒，甚至微秒级。(5) 同时完成的功能多。有源相控阵能在同一时间内完成一种以上的雷达功能，可以用一部分阵元完成一种功能，用另外的阵元完成其他功能。机载有源全固态相控阵是机载雷达发展的最新成就。它是建立在超高速和超大规模集成电路、固态微波集成电路、自适应阵列技术以及先进的信号处理等多方面技术成果的基础上才得以实现的、具有广泛的应用前景。

（撰写：许伟武　审订：包德聪）

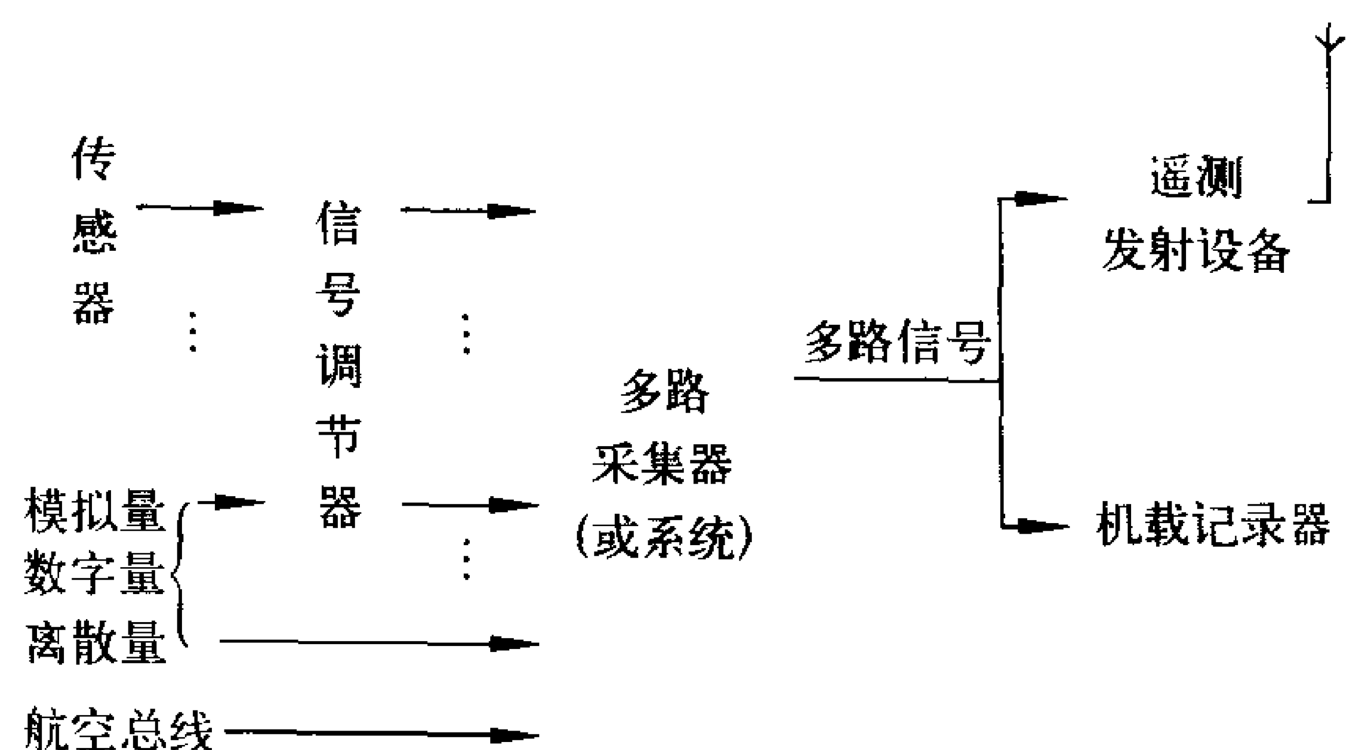
jizai xuanguawu

机载悬挂物 airborne stores　飞机和直升机挂载的各种武器和装载物的总称。按使用情况，分为一次使用的悬挂物和多次使用的悬挂物。前者指通常在飞行中从飞机上分离的悬挂物，如导弹、火箭弹、炸弹、核武器、水雷、鱼雷、烟火装置、声呐浮标、靶标、水下音响信号装置及其他类似的物品；后者指在飞行中一般不从飞机上分离的机载悬挂物，如副油箱、布撒器、固定式子母弹箱、空中加油吊舱、助推器吊舱、机炮吊舱、电子战吊舱、武器瞄准吊舱、激光照射器吊舱、复式挂弹架、导弹发射架、火箭发射器、空投货物容器、飞行靶标及其他类似的物品。机载悬挂物按其功能，分为运载悬挂物和任务悬挂物。前者指非永久性安装在飞机上运载各种悬挂物的悬挂装置；后者指直接用于完成各项任务的悬挂物。

（撰写：刘国梁　审订：王祖典）

jizai yaoce shebei

机载遥测设备 airborne telemetry equipment　又称遥测空中设备。遥测系统中安装在飞机上的设备。在飞行试验时用于对机上各种被测参量进行感受、采集、发送和记录。通常由传感器、信号调节器（含各种专用测量接口）、多路数据采集器（或系统）、遥测发射设备和机载记录器组成（如图所示）。多路数据采集器是机载遥测设备的核心，根据遥测体制可以是时分制或频分制工作方式。现代飞机飞行试验中使用



机载遥测设备框图

最多的是时分制中总线结构的分布式可编程 PCM（脉冲编码调制）数据采集系统，它包括多台具有各种测量功能的数据采集器，可分散安装在飞机各处，相互之间通过测量总线连接，以扩大测量参数数量、减轻测试电缆重量、降低干扰、方便安装、提高测量精度。它可测量机上各种模拟量、数字量、离散量和各种航空总线参数，测量参数数量可达几百个（小型飞机）、几千个（新一代飞机），甚至上万个（大型飞机）。测量结果综合为一路或多路信号，遥测发射设备将其传输到遥测地面站进行实时数据处理，同时也记录在机载记录器上，飞行后在遥测地面站进行事后数据处理。对机载遥测设备的要求是高可靠性、小型化、长寿命、低功耗、使用灵活方便、维护简单。（撰写：霍培锋　审订：张克荣）

jizai yejing xianshiqi

机载液晶显示器 airborne liquid crystal display　采用高亮度、高分辨率彩色液晶显示部件作为显示器件的机载显示器。显示器件采用薄膜晶体管（TFT）方式的有源矩阵液晶显示器（AMLCD），常用液晶显示屏的尺寸有 4 in × 4 in、5 in × 5 in、6 in × 6 in 和 6 in × 8 in 等。它有两种结构形式：一种是具有视频处理和图形生成功能的显示器，它由接口模块、视频处理模块、图形生成模块、前端控制器模块、低压电源、背光照明和液晶显示组件组成；另一种是只有视频处理功能的显示器。如需要，在显示屏的四周可设置周边键。它作为下视显示器，能根据飞行任务需求向飞行员提供各种表格格式显示，图形格式显示以及叠加图像显示；能显示雷达图像、前视红外、数字地图和其他传感器来的视频信号。它具有使用电压低、功耗小、体积小、重量轻、清晰度高和结构耐振性好的优点，弥补了阴极射线管（CRT）使用电压高、体积大、重量重的缺点。在低温工作时需要预热。有的机载液晶显示器能够符合夜视兼容性要求。

（撰写：岑国荣　审订：陆润生）

jizai yinji shexianguan xianshiqi

机载阴极射线管显示器 airborne cathode ray tube display　采用阴极射线管（CRT）作为显示器件的机载显示器。优点是显示信息容量大、分辨率高、亮度高和动态响应好；缺点是体积大、重量重、功耗大、可靠性较低和使用寿命短。机载 CRT 显示器一般由经过加固处理的单色/彩色 CRT 组件、扫描偏转控制/驱动电路、视频（辉亮）放大电路、高压电源和低压电源等组成；如需要，也可增加处理机控制/管理电路和设置周边键。它有以下 3 种工作方式：光栅扫描工作方式；笔划扫描工作方式和光栅/笔划叠加方式。它能将来自显示处理机部件产生的字符、图形和传感器来的视频图像信号清晰地显示出来，并将有关的数据和控制信号传输到显示处理机部件。由于采用高亮度、高分辨率 CRT、光学滤光片和亮度自动调节装置，能在座舱环境照度为 10 万勒克斯的条件下，显示的字符和图形清晰可辨，同时根据座舱环境照度的变化，自动调节显示亮度。夜间可采用调整亮度的方法，使显示亮度与外界背景亮度相适应。

（撰写：岑国荣　审订：陆润生）

jizai youer daodan

机载诱饵导弹 airborne decoy　由载机发射、用于模拟载机的某种物理特征以迷惑或诱离对方探测与攻击的假飞行目标。一般挂装于大型战略轰炸机，作为远距离突防的一种电子对抗手段。诱饵导弹由载机发射后，在对方空域按预定航线飞行，并向对方发出与载机回波相同的信号，干扰雷达探测。诱饵导弹一般由无线电探测和干扰设备、飞行控制系统和涡喷或涡扇发动机组成。诱饵导弹续航能力较强，约在 500 km 到 1500 km 之间，弹重在 500 kg 以上，以亚声速飞行，一般采用程序控制。有的诱饵导弹可加装战斗部，在实施诱惑干扰的同时，攻击对方重点防御设施和其他军事目标。机载诱饵导弹作为一类作战武器现已退役并停止发展。

（撰写：刘永恒　审订：王祖典）

jizai yujing he kongzhi xitong

机载预警和控制系统 airborne warning and control system (AWACS)　见电子卷。

jizai yujing leida

机载预警雷达 airborne early warning radar　主要用于早期发现远距离空中目标，执行空中警戒和敌情监视任务，或对敌方有源干扰机定向的大型机载雷达。现代预警雷达还能跟踪多批次空中目标，引导战斗机实施攻击，是空中指挥中心的关键设备。它能测出目标的方位、距离、俯仰角以及高度、目标数量和批次等数据，供机上指挥中心使用，或通过数据链送至地面指挥中心。预警雷达的特点是作用距离远，数据容量大，数据率高，可以迅速发现雷达覆盖空域内成百上千的目标，特别是低空飞行目标及海上或空中发射的巡航导弹等小型目标，并对其进行跟踪。预警雷达常用旋转天线，置于载机机身背部，进行 360° 的全方位扫描监视，机舱内设有多功能控制台和多功能显示器供观察员使用。现代预警雷达采用相控阵、脉冲多普勒、机载动目标指示、时间平均杂波相关、频率捷变、脉冲压缩等技术，并具有大容量的高速处理机，可以在恶劣的电磁环境下以俯仰波束扫描、脉冲多普勒俯仰扫描、交替扫描、分区监视等方式工作。

（撰写：石媛珍　修订：许伟武　审订：包德聪）

jizai yujing tance xitong

机载预警探测系统 airborne warning surveillance system　利用飞机和以监视雷达为主的机载电子设备探测目标和执行指挥使命的系统。机载预警探测系统集探测、通信、指挥与控制功能于一体，是现代战争中极重要的装备，其特点是飞机升限高，探测距离远，机动灵活，生存力强，从而使得该系统探测距离远，预警时间长，指挥、控制效率高。机载预警探测系统于 20 世纪 50 年代开始研制，70 年代投入使用。它由作为载体的飞机，天线与天线罩，以及电子系统三大部分组成。电子系统包括监视雷达、数据处理、显示与控制、导航、通信和敌我识别、电子侦察等子系统。监视雷达是机载预警探测系统的核心部分，采用具有下视探测能力的脉冲多普勒体制雷达。这种雷达能在强地面或海面杂波环境中探测和跟踪远距离的高空或低空、高速或低速目标，能够处理和显示多达数百个目标。美国1958 年研制成实用型 E-1B 舰载预警机，并交付海军使用，随后又研制成 E-2 系列预警机，E-2 系列具有代表性的是 E-2C 预警机。美国为了满足空军需要，于 1963 年开始研制 E-3A 预警机，并于 1977 年投入使用。美国于 80 年代研制成 E-8A 战场侦察机，这是一种多模式的空中战场探测系统，其有效载荷是联合监视目标雷达攻击系统（JSTARS）。JSTARS 是一种全天候、实时的战场管理系统，具有广域监视/运动目标显示，以及合成孔

径雷达成像/固定目标显示的能力，能够侦察、探测、跟踪并归类移动或静止的目标，是目前比较先进的机载战场侦察系统。（撰写：刘玉战　审订：钱允敏）

jizai yuanzhui saomiao leida

机载圆锥扫描雷达　airborne conical scanning radar　利用天线波束偏离瞄准轴一个小角度并绕瞄准轴旋转得到角误差信息，从而控制雷达伺服系统转动天线，修正误差，完成对目标角度自动跟踪的一种机载雷达。属于等信号法测角体制。将天线波束偏离天线轴一个小角度，并由扫描机构控制波束绕天线轴旋转，波束中心在空间转成圆锥形，当目标进入此圆锥体内，目标回波脉冲便受到旋转波束的幅度调制，从而可获得目标的角误差信息，用以控制伺服机构转动天线使天线轴对准目标，实现对目标的自动角跟踪。

（撰写：许伟武　审订：包德聪）

jizai zhanchang zhencha leida

机载战场侦察雷达　airborne battle-field reconnaissance radar　探测敌方防区内的机场、桥梁、车辆、坦克、导弹发射装置和海面舰艇等军事目标的方位、距离、速度等数据的机载雷达。这些战场信息可及时传递给地面或空中指挥中心，也可记录下来待飞行后进行处理。雷达可装于高空侦察机上，以2万米以上的高度进入敌方空域进行侦察；也可装于大型固定翼飞机或直升机上，在中、低空飞行于作战前沿己方一侧，进行远程或中程的监视与侦察。机载侦察雷达登高望远，可实现远距侦察，机动性好，不易遭受敌方攻击，能全天候、快速、实时地获取敌方战场或边境的详细情报。为了获得高分辨力图像，大多采用旁视合成孔径雷达(SAR)技术，结合先进的数字信号处理、脉冲压缩、多频率、毫米波等技术，其图像分辨率可小于1 m。动目标指示、逆合成孔径雷达(ISAR)技术的采用还能识别地面或海上的运动目标轮廓图像。对低截获概率和双基地雷达等新一代战场侦察雷达技术的研究，可以增强雷达的隐身和反隐身能力。

（撰写：石媛珍　修订：许伟武　审订：包德聪）

J

jizai zhanlüe qingbao zhencha xitong

机载战略情报侦察系统　airborne strategy intelligence reconnaissance system　通过航空侦察手段了解和掌握敌方战略目标的系统。用于对全局发展态势的把握，作为制定、执行和调整战略的参考。机载战略情报侦察系统的主要组成部分是基于各种空基侦察系统，如战略有人侦察机、高空高速长航时无人侦察飞机等，装有高分辨率光学侦察系统、合成孔径/动目标显示雷达系统、信号情报侦察系统等装备。美国典型的战略侦察飞机有RC-135系列、U-2系列有人战略侦察机和“全球鹰”无人侦察机。机载战略情报的侦察一般由国家级的专门机构进行计划。和平时期的机载战略情报侦察主要是为了充分了解敌方的战略进攻武器的研究发展和战略目标的分布状况；战争时期则要为指挥员作出正确的决策提供及时、准确、可靠的情报保障。

（撰写：王祖林　审订：钱允敏）

jizai zhanyi zhanshu qingbao zhencha xitong

机载战役战术情报侦察系统　airborne operational and tactical intelligence reconnaissance system　通过机载红外、光学、激光和声呐、通信等手段侦察敌方的战役战术情报的系统。战役是为了达到某种战略目的而进行的阶段性作战任务。战术是进行具体作战的方式和方法。战役情报包括敌方的兵力和装备的部署情况、后勤供应状态、地理、气象和国民心理等；战术情报包括敌方当前的兵力和武器配备情况等。美国典型的战役战术侦察机有RF-4C、RC-12有人侦察机和“捕食者”无人侦察机等。随着微电子技术、计算机技术、数字信号处理技术的广泛应用，现代战场已经在向数字化战场发展。战役战术情报侦察系统对部队指挥员随时掌握战场动态具有重要的作用，已成为决定战斗胜负的重要因素。（撰写：王祖林　审订：钱允敏）

jizai zhiyang xitong

机载制氧系统　on-board oxygen generation system (OBOGS)　飞机飞行中自行制备供乘员呼吸用氧气的系统。气态氧源和液态氧源都需复杂的后勤保障，都有严重弱点。为适应航空发展，20世纪60年代末美国开展以取代液氧为目标的一系列机上制氧研究，相继研究过电解水系统、氧化钡系统、电化学系统、氟矿物吸附法制氧和分子筛制氧系统。目前只有分子筛机载制氧系统取得较大成功。

（撰写：陈年均　审订：袁修干）

jizai ziwei dianzizhan xitong

机载自卫电子战系统　airborne self-protection EW system　为保护自身安全，提高载机生存能力而在飞机上安装的一种电子战系统。用于及时向驾驶员发出飞机即将受到攻击的威胁告警信号，并引导干扰设备对各种威胁实施干扰。机载自卫电子战系统由电子侦察、威胁告警与电子干扰设备组成。其主要任务是在飞机突入敌目标区上空遂行攻击任务的全过程中，利用雷达/红外/激光等告警设备，自动搜索、截获、分选和识别敌地空导弹和空空导弹的末制导雷达、炮瞄雷达、目标引导雷达、机载火控雷达或红外制导逼近导弹等威胁信号，用灯光和音响以及态势显示画面向机组人员发出威胁告警，并自动或人工引导雷达、光电有源或无源电子干扰设备实施有效的压制性干扰或欺骗性干扰，达到保护自身安全的目的。机载自卫电子战系统已成为现代作战飞机突防时的一种关键性“软杀伤”自卫武器，在现代航空电子设备中占有十分重要的地位。（撰写：王　燕　审订：胡民才）

jizhang

机长　captain　一个飞机空勤组具备正驾驶资格的第一负责人。作为第一负责人全权负责空勤组的一切活动，对航空器安全、航班的正常工作、服务质量和完成任务负责。机长时刻了解所有有关飞机运行的全部必要情况。机长应具有冷静的头脑，良好品行，以积极态度、强烈的责任感履行其职责。（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

jibing bingxing

积冰冰型　type of ice accretion　飞机在结冰气象条件下飞行时，部件迎风表面上所结冰层的类型。常形成3种冰型(图1)：(1) 水滴直径较小(10 μm以下)，云层温度较低(-20 ℃以下)，以及飞行速度较低时，易形成霜冰；(2) 水滴直径较大(20 μm或更大)，云层温度较高(-3～10 ℃)，以及飞行速度较高时，易形成雨冰；(3) 大、小水滴并存或兼有冰晶，云层温度约为-10～20 ℃，飞行速度介于上述两种之间时，易形成混合冰。霜冰表面粗糙，外形似楔，乳白色，不透明，俗

称楔形冰、乳白色冰、不透明冰、无光泽冰和雾凇等。雨冰表面光滑，气流滞止区有凹槽，透明而坚硬，俗称槽状冰、光冰、玻璃冰、坚冰和雨凇等，当因气动加热使部件表面上驻点附近的温度达0℃以上时，会形成“双角状冰”。混合冰多在部件表面上驻点附近形成雨冰，而在后面部位形成霜冰，冰层表面粗糙，类似白瓷，俗称毛冰、瓷冰。冰层的形状与水滴直径、云层温度、飞行速度、高度以及部件外形、尺寸、迎角等有关。几种冰形如图2所示。霜冰在部件表面上的结冰区范围较小，组织松脆，易脱落，对飞机的气动性能及飞行安全影响较小。混合冰与部件表面的连接十分牢固，对飞机的气动性能及飞行安全影响较大。雨冰在部件表面上的结冰区范围较大，组织致密，冻结牢固而难以脱落，对飞机的气动性能及飞行安全影响最大。（撰写：陈明生　审订：袁修干）

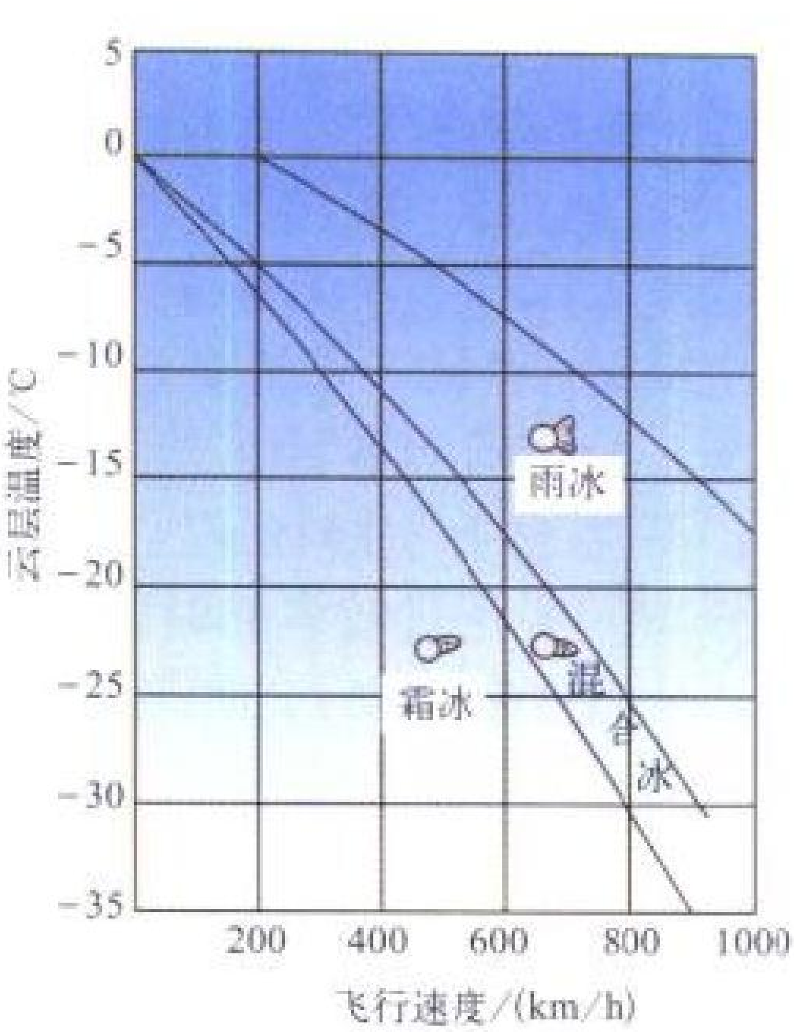


图1 3种冰型形成的云层温度和飞行速度的范围

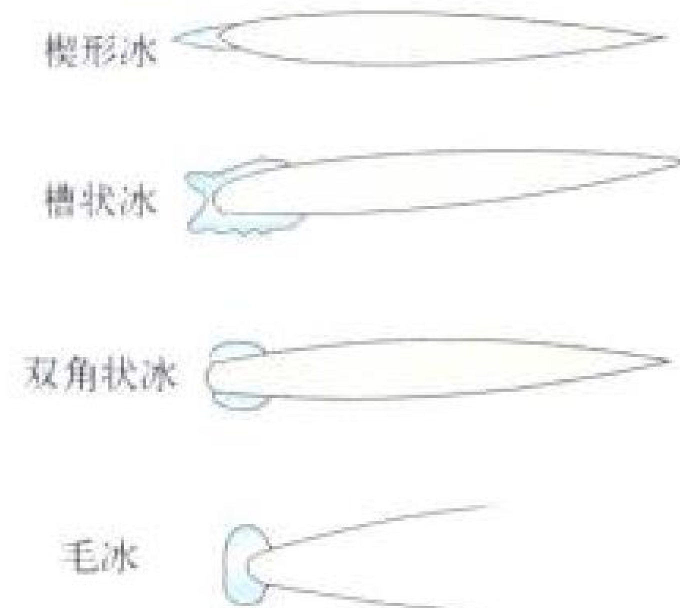


图2 结冰的形状

jiben kongzhong

基本空重 basic empty weight (BEW) 基本空机重量。军用飞机的基本空重指为满足基本作战任务而设计的结构部件、动力装置、通用设备和专用设备所构成的飞机的重量，不包括有用载荷和外场可拆卸的外挂物。民用飞机的基本空重又分标准基本空重和基本空重，标准基本空重指制造空重加上标准项目重量，而基本空重则指标准基本空重加上或减去标准项目变更的重量。（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

jibian rongxian

畸变容限 distortion tolerance 进气道出口流场畸变指数的容许值。在进气道研制中，畸变容限是一项重要的性能指标要求，它是根据进气道—发动机相容性评定而得出的。当进气道出口流场的畸变指数超过所规定的容限时，将可能引起推进系统的气动失稳，严重地影响到飞行安全。畸变容限通常主要由发动机的容畸变能力来确定。随着发动机设计和研制水平的不断提高，采取了各种抗畸变的技术措施，使畸变容限增大，从而改善发动机的适用性和扩大飞机的机动范围。（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

jibian zhishu

畸变指数 distortion index 定量地表达进气道出口流场畸变程度的参数。畸变指数的定义应能反映出畸变流场各方面的主要特性，其中包括畸变强度、畸变范围和分布特性等，还应能反映影响发动机稳定性的主要因素。表达式还应考虑测试和数据处理的简便可行。目前各国所采用的畸变指数定义均不统一，如英国采用的周向畸变指数为DC(θ)，美国采用的周向畸变指数为Kθ、IDC，俄罗斯采用的为综合畸变指数W，其中包括周向畸变指数和平均湍流度。对于不同参数的畸变流场将有不同的畸变指数，如对于温度畸变则将应用温度畸变指数，而对于旋流畸变则将应用旋流畸变指数。（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

jibo

激波 shock wave 旧称冲波。流动气体中的一个十分薄的区域，通过这一区域时气体状态(如速度、压力等)发生急剧变化。由于它很薄(厚度约为气体分子自由程的某个倍数)，标准状态下气体分子自由程约为10^{-7}m的量级。在理想流情况下，通常可以把激波抽象化为一个零厚度的气体状态参数不连续面。气流速度相对于激波的法向分量(指垂直于波面的速度分量)在上游一侧总是超声速的。气流通过激波时，速度骤然下降，压力、密度和温度骤然升高，且熵值增加，总压下降，但总温保持不变。超声速气流中的激波通常在两种条件下产生：(1)气流通路受阻；(2)流动条件规定气流必须由低压区过渡到高压区。

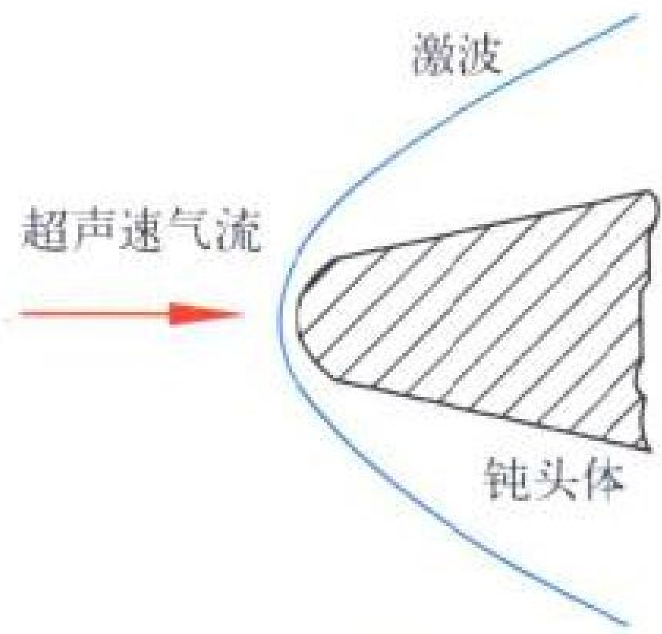


图1 离体激波

激波面或与当地气流方向垂直，或与气流方向不垂直，前者称为正激波，后者称为斜激波。超声速气流流经一钝头物体的激波形状见图1，激波呈曲面形且不和物体相连(这种波称为“离体激波”)，波的中央部分可近似地看作为正激波，靠外的部分是斜度及强度逐渐变化的弯曲激波，统称为弓形激波，它的后面会出现旋流。对于尖头物体，根据超声速自由流马赫数和头部尖角大小的不同可产生“附体激波”或“离体激波”。超声速气流经正激波后速度必降为亚声速，但气流方向保持不变。斜激波的特点是：速度的切向分量V_t波前波后相同；法向分量V_n波前为超声速，波后降为亚声速，通过斜激波时气流方向发生突变，见图2。该图中，β为激波斜角，θ为气流折角，下标1、2分别表示波前、波后气流参数。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

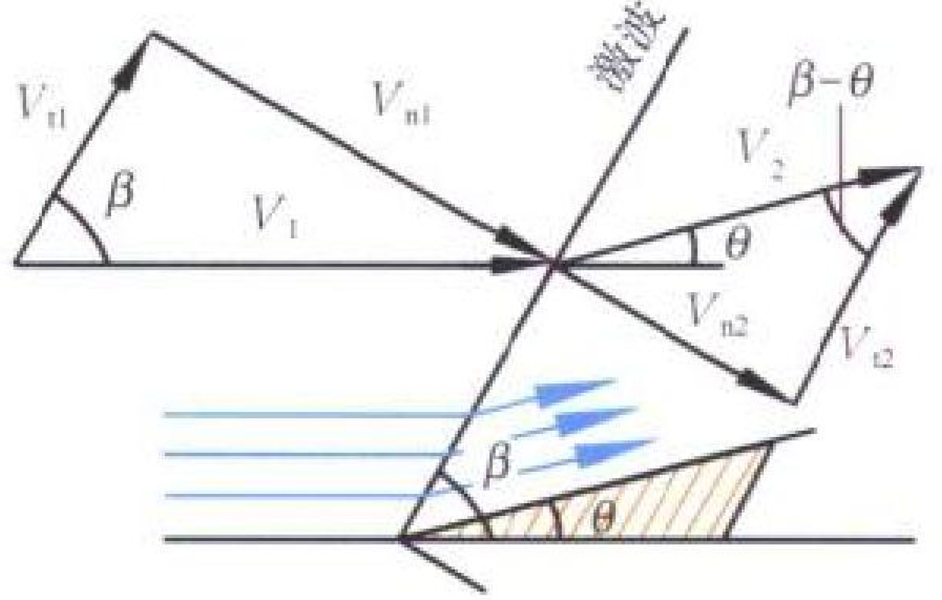


图2 斜激波

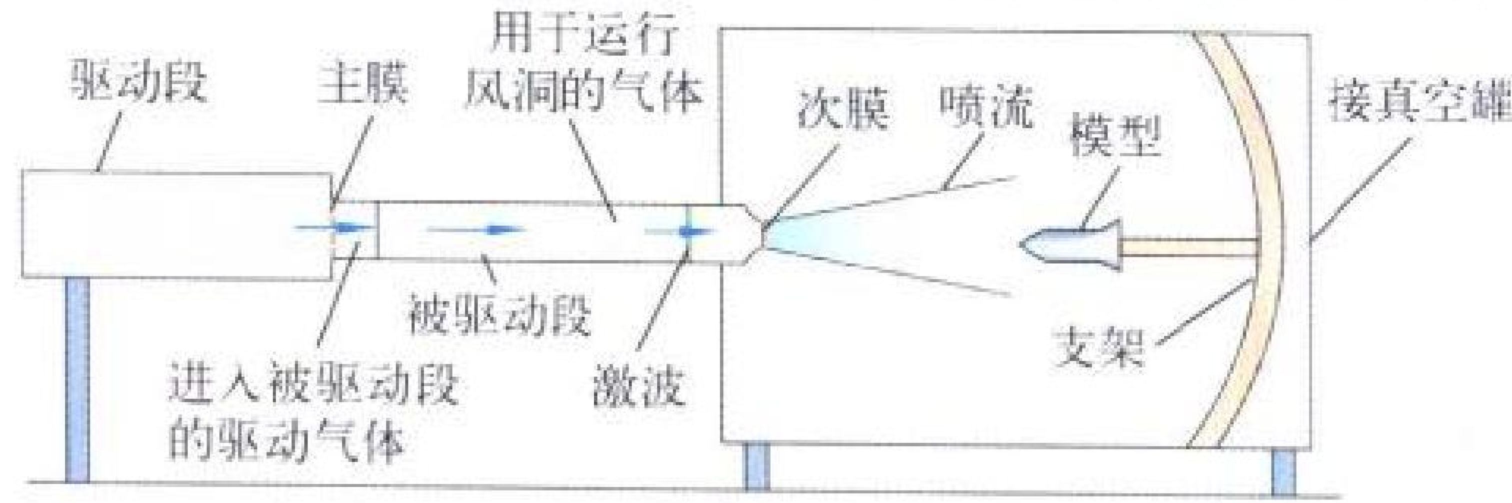
jiboceng

激波层 shock layer 在钝头体的高超声速绕流流场中，在离体弓形激波和物面之间存在一个受到强烈压缩、厚度不大的高温气体层，称为激波层。根据来流马赫数大小(如$M>7$)，层内气体可发生离解、甚至电离成为导电的流体，它会干扰飞行器对外的无线电通信等活动。它与一般激波后无粘流动不同，激波层里的流动旋度相当大，而且不能被看作完全气体(参见高超声速流动和气动加热)。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

jibo fengdong

激波风洞 shock tunnel 利用激波压缩加热气体作为气

源的风洞。在激波管的被驱动段末端用另一薄膜封闭，下接喷管、试验段和真空罐，就形成激波风洞（见图）。激波



激波风洞示意图

管主膜破裂后，高压气体向被驱动段流动，产生的正激波到达低压腔末端（或经反射压缩）时，再冲破喷管入口处的薄膜（称为次膜）后膨胀加速流入试验段，用于模型试验。经反射激波再次压缩加热，其驻点压力可达 200 MPa，总焓可达 25MJ/kg，可满足导弹和人造卫星等在高焓值下的试验。但其工作时间很短，一般为几毫秒。

（撰写：忻鼎定　审订：范洁川）

jiboguan

激波管 shock tube　产生激波并利用激波压缩和加热试验气体以达到预定要求的试验设备。由一根两端封闭，中间用一薄膜分隔成高压腔和低压腔两部分的管子组成。当高压腔与低压腔的压力比达到某一值时，薄膜破裂，高压气体向低压腔流动，靠近薄膜处的低压气体被强烈压缩而形成一正激波，以恒定的超声速向低压腔方向前进。在此激波之后有一段稳定气流可以达到相当于大气飞行时很高 M 数的总温，供模型试验用，但气流的 M 数并不很高，工作时间也很短，一般在几毫秒。（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

jiguang cejuqi zhaosheqi

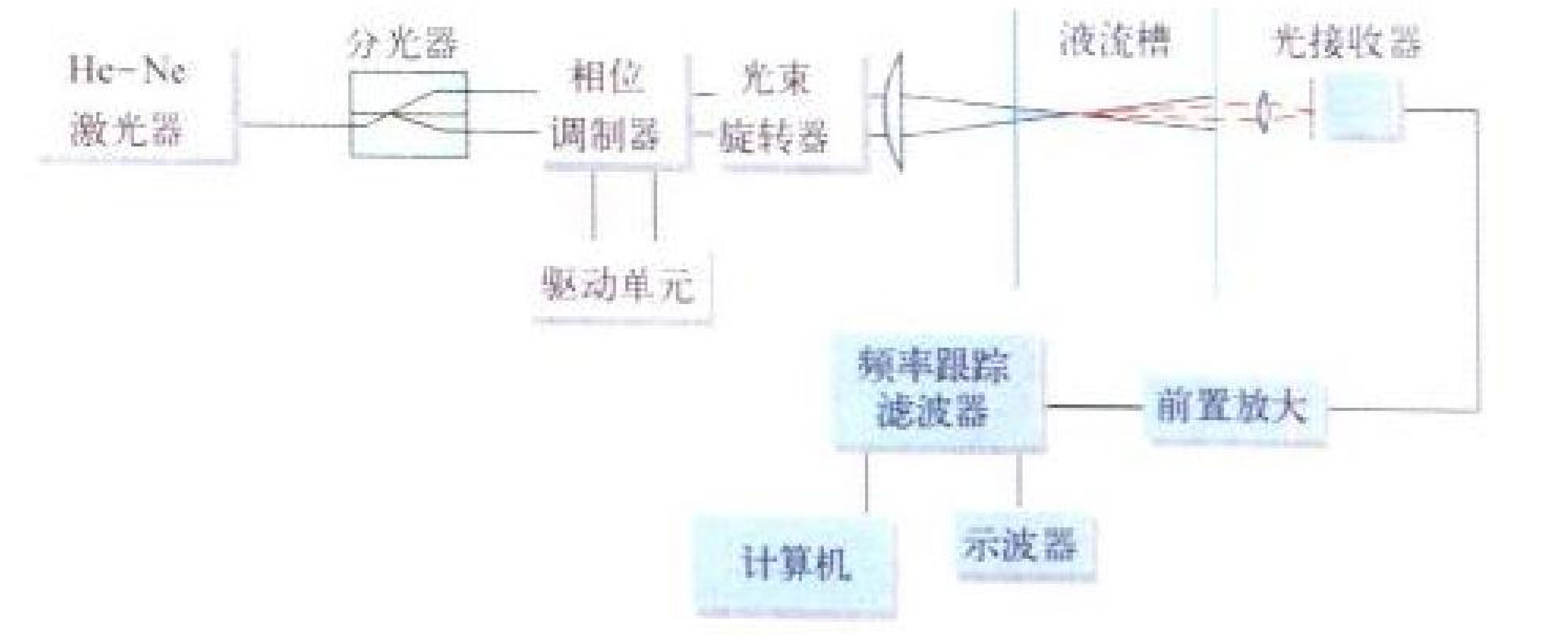
激光测距器/照射器 laser range finder / designator　既能对目标发射激光脉冲并接收其回波以测得目标距离，又能向目标发射激光脉冲以指示目标位置的综合系统。激光测距器由激光发射器与激光电源、激光接收器与处理器组成，通过测量发射与接收回波脉冲的间隔时间来获得目标距离。由于激光测距器具有抗干扰能力强和测量精度高的特点，广泛应用于各个领域。激光照射器通过向目标发射编码脉冲为接收机载体提供可识别的目标准确位置。将激光测距与激光照射功能组合的激光系统，能同时完成测距与照射功能。激光测距与照射系统为激光制导武器提供准确的目标距离和精确位置，以充分发挥武器性能，实现精确打击。

（撰写：卢广山　审订：郑志伟）

jiguang cesuyi

激光测速仪 laser Doppler velocimeter (LDV)　又称激光多普勒测速仪。一种用激光作光源，应用多普勒效应来测量流体速度的仪器。

激光测速仪的工作原理（见图）如下：光学元件把激光器发出的激光束分成两路、四路、五路或六路平行的光束，然后聚焦于测量点。由于光的干涉，在光束会交处形成一个椭圆条纹。具有小光圈的第二个透镜组件聚焦于该条纹型区域，从穿过该条纹的观测粒子收集散射光。该光线被送入光测器，经光测器输出的信号进入数字处理器，做调频测量。气流速度和两光束的频率差呈线性关系。当尺寸为微米量级的粒子会同气流通过每一个条纹时，从光电倍增器发出一系列脉冲。光测器的输出是频率信号，需要转换成电压或与速度成正比的某些量，这由信号系统完成。它可给出速度平均值、脉动分量、直方图及其数据分布表等。使用激光测速仪测量流速具有不干扰流场、响应快、空间分辨率高、测量速度范围宽等优点，能满足低速、高速、定常流、非定常流、湍流、分离流等各种复杂流态测量的需要。它的主要缺点是：不能在同一时刻获得空间的速度分布。逐点测量空间速度分布需要花费较多的时间。它需要在流体中加入散射粒子，从而带来了粒子的跟随性，粒子散射时光的清晰度等问题。此外，光学系统调节麻烦，易受振动等因素的影响。



LDV 测量系统

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

jiguang daoyintou

激光导引头 laser homing head　以激光为信息源，在弹上测得目标信息并形成导引信号的弹上装置。目前使用的激光导引头均为半主动激光导引头，由光学系统、光电探测器件、电子部件、稳定和伺服跟踪部件等组成。光学系统汇聚目标反射的激光辐射，将其聚焦成一个像点。像点在焦平面上的位置反映了目标视线相对光轴的角位置。光电探测器件通常是四象限光电二极管。它将激光辐射转换成电信号，并根据四个探测单元所接收激光能量的不同来确定目标的方位。探测器的光敏面置于光学系统焦平面附近。电子部件对探测器的四路输出信号进行放大和逻辑处理，以完成对目标探测、识别、角误差信息提取和导引信号形成等功能。稳定和伺服跟踪部件对导引头光轴起稳定作用，使其不受弹体运动的影响。同时，它还是使光轴跟踪目标的执行机构。

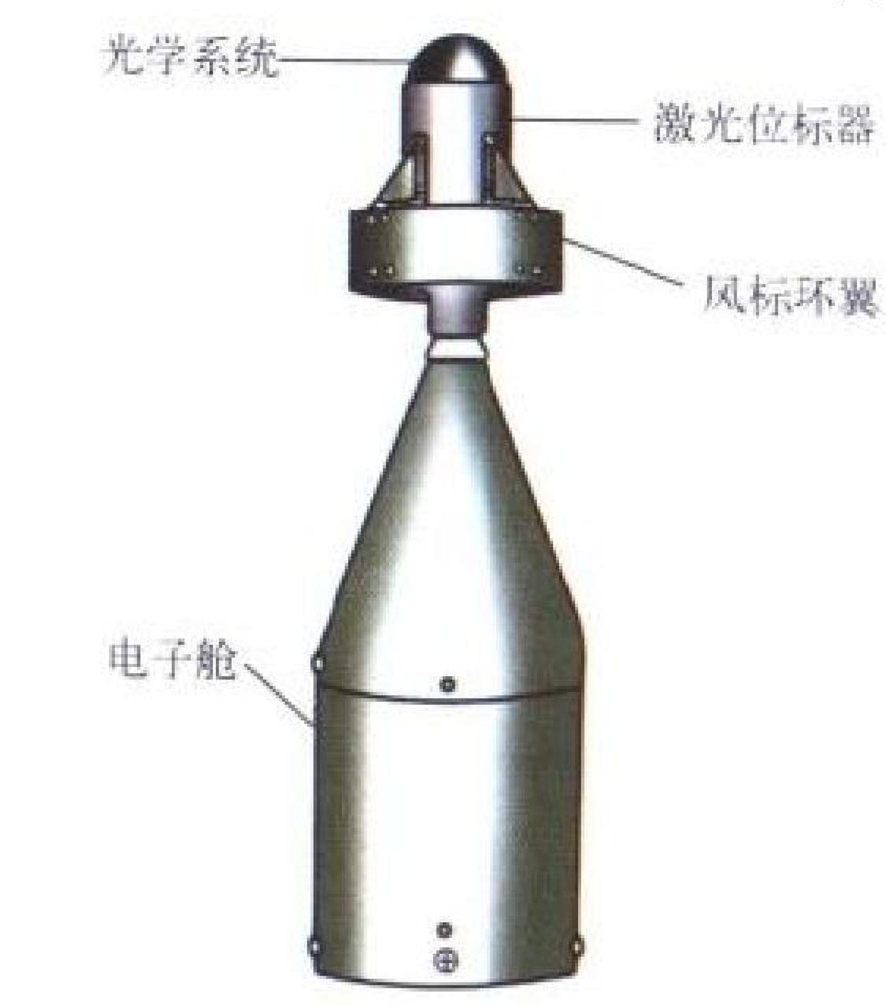


图 1　风标式导引头结构示意图

根据所实现的导引规律的不同，半主动激光导引头可分为速度追踪导引的风标式导引头（见图 1）和比例导航的比例导引头（见图 2）两种。

半主动激光导引头需要激光目标照射器的配合才能工作。地面或机载的激光照射器用极窄的激光束照射目标，其反射的激光能量则成为导引头的信息源。常用的激光波长为 1.06 μm，激光器多为钇铝石榴石脉冲激光器。这种系统在恶劣气候条件下不能使用。半主动激光导引头的作用距离一般为 5～10 km。它主要应用于反坦克导弹，近程空地、空舰导弹和制导炸弹。主动式激光导引头自身装有激光照射器，能够自主工作，但重量、体积大，

在小型战术导弹上还难以应用。它可望用于巡航导弹的地形匹配制导和末制导。

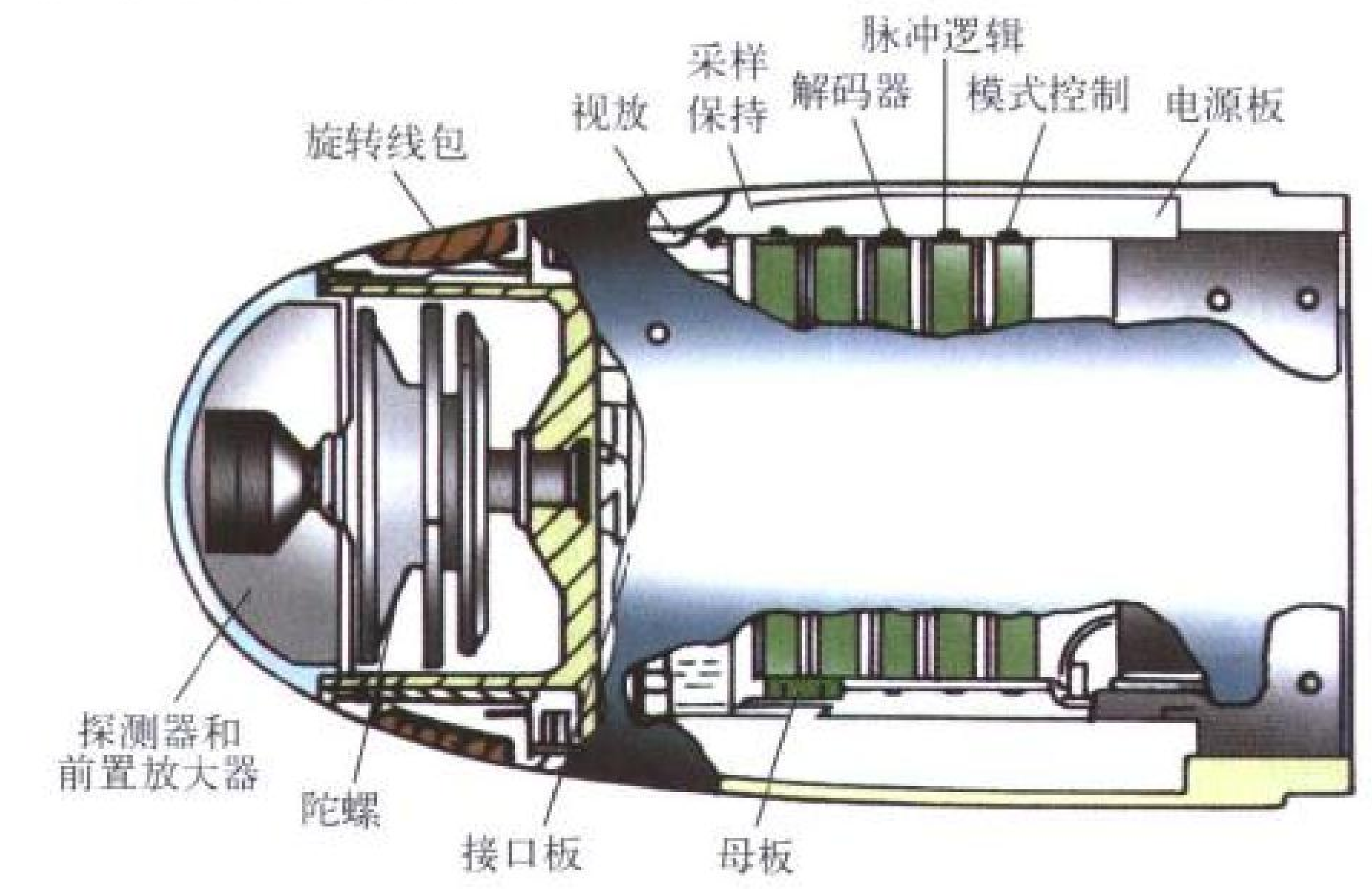


图 2 激光比例导引头结构示意图

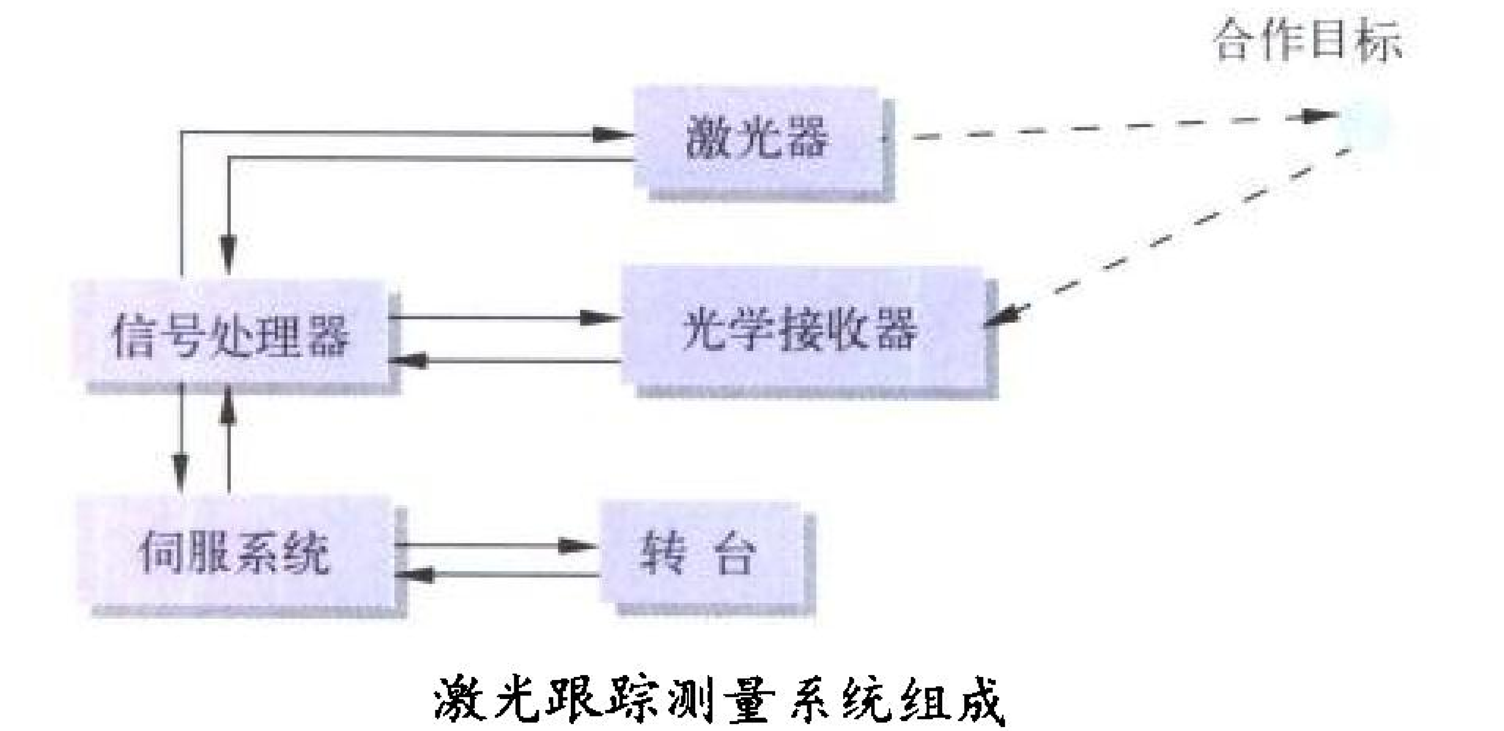
（撰写：张宗鉴 审订：郑志伟）

jiguang gaojing

激光告警 laser warning 见电子卷。

jiguang genzong celiang

激光跟踪测量 laser-tracing measurement 利用激光对运动目标进行三维空间坐标及其三维速度测量的一种方法。激光跟踪测量是近年来发展起来的一项新的测量方法，在航空、航天领域中获得广泛应用，在试飞中已成为获取外部参数的主要手段。激光跟踪测量系统的组成如下图所示：



激光跟踪测量系统组成

图中光学接收器与信号处理器是激光跟踪测量技术的关键。光学接收器主要由布置于焦面附近的四个接收靶面组成，由于系统对合作目标的跟踪误差，引起所接收的反射激光信号在四个接收靶面的能量分布不均，因而四个接收靶面所转换的电信号也不同；信号处理器通过对电信号的处理，计算出跟踪误差信号。实际系统中，为提高灵敏度和准确度，对光学接收器采取了许多改进措施，在信号处理器中加入了激光脱靶修正量算法及大气光学特性数据库。目前，在这两方面的研究不断开展，并取得了较大成果，提高了激光跟踪测量系统的灵敏度和准确度。

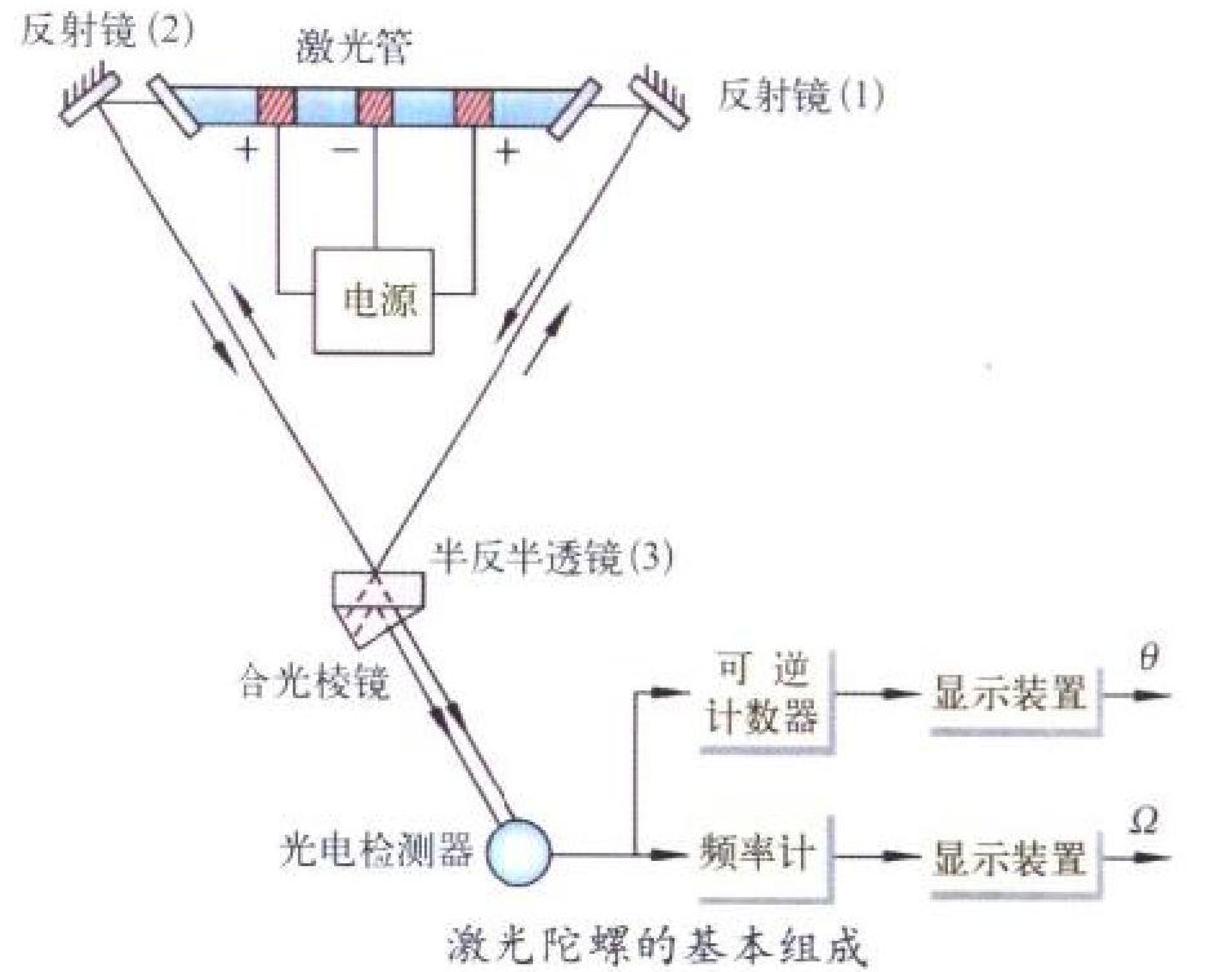
激光跟踪测量技术同目前广泛应用的电视跟踪测量技术相比具有测量准确度高，以及可在复杂背景下可靠跟踪的优点。缺点在于需在被测目标上加装合作目标。但对跟踪可靠性和测量精度要求不高的测量任务，可采用贴高反射率反光材料的简便方法。（撰写：潘锦琦 审订：张克荣）

jiguang tongxin

激光通信 laser communication 见电子卷。

jiguang tuoluoyi

激光陀螺仪 laser gyroscope 一种应用激光技术测量运动体相对惯性空间转动角速度的没有自转质量的装置。它的基本部分是激光器和环形谐振腔（见图）。激光器用于产生激



激光陀螺的基本组成

光，它包括激光管和电源，管内充有氦氖活性物质，在电场作用下，活性物质被激发产生激光。腔体、反射镜片组成环形谐振腔，腔体采用热膨胀系数小的石英玻璃或硅微玻璃材料，图示做成三角形，腔体中间有毛细管通道。在环形谐振腔内，经反射镜片产生顺时针和逆时针传播的两束激光。当有垂直环形谐振腔的转动角速度输入时，正、反传播的光束之间将产生一个光程差 ΔL，因而导致闭环谐振腔内两光束产生频率差 Δf。频率差 Δf 满足以下关系式

$$\Delta f = \frac{4A}{L\lambda} \cdot \Omega$$

式中 A 为环形光路面积；L 为环形光路周长；λ 为激光波长；Ω 为转速。由式可知，测出 Δf，就测出运动体角速度；输出部分可完成这项工作。激光陀螺当输入角速度低于某一阈值（例如低于 3 (°)/s）时，陀螺没有拍频信号输出，这种现象称为激光陀螺的闭锁效应。目前解决这一技术问题的方案很多，比较成功的方案有速率偏频、机械抖动偏频、磁镜偏频和平面腔四频差动等 4 种。激光陀螺具有动态范围宽、直接输出、对加速度不敏感、快速启动等独特优点。特别是它的动态范围输入角速度从 0.01 (°)/h 到 1000 (°)/s，比常规的有自转质量的机电型陀螺高出 3 ~ 10 倍，是捷联惯性基准系统理想的惯性元件。（撰写：以光衢 审订：王纪豫）

jiguang zhidao

激光制导 laser guidance 见航天卷。

jiguang zhidao zhadan

激光制导炸弹 laser guided bomb 见兵器卷激光制导航空炸弹。

jiquxian celiang

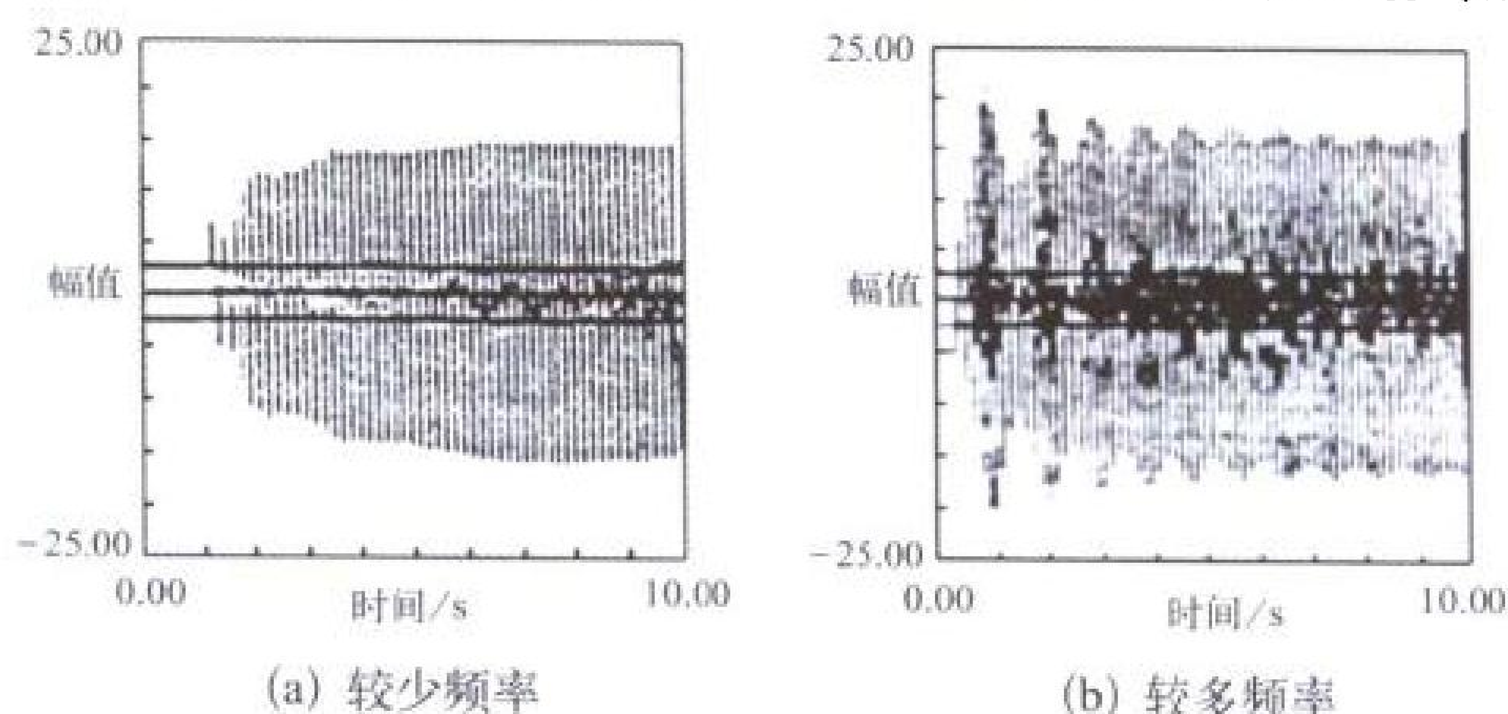
极曲线测量 polar measurement 在给定的飞机外形、飞机重心、发动机状态、飞行高度、M 数条件下测定升力系数 C_L 随阻力系数 C_D 变化的关系曲线 $C_L = f(M, C_D)$。飞行试验中升力系数的确定已有较成熟的方法，但阻力系数的确定比较困难。目前，阻力系数的确定有测推力法和不测推力法两种。两种方法都是使飞机在给定条件下完成多个法向过载

的机动飞行，但测量的参数不同，不测推力法只需在飞行中测量高度、速度、法向过载、纵向过载、迎角、大气温度、风速、燃油温度、瞬时耗油量、总耗油量、发动机状态、飞机角速度以及侧滑角等参数；而测推力法尚需增加测量从进气道进口到喷管出口发动机流路多个选定截面上的一系列总、静压和总、静温等参数。根据飞行测量的参数，两种方法通过不同的途径计算得到发动机的可用推力，然后经过修正换算计算出给定条件下的升力系数和阻力系数。

（撰写：李志强　修订：王传煌　审订：屈见忠）

jixianhuan zhendang

极限环振荡　limit cycle oscillation　简称 LCO 或极限环。一种周期性振动。由少数的不同频率和振幅的振动组成。振



(a) 较少频率　(b) 较多频率

极限环振荡

幅是有限值，可以通过求解非线性运动方程求出它的时间历程。

（撰写：管　德）

jixian zaihe

极限载荷　ultimate load　又称设计载荷。其值等于限制载荷乘以安全系数，是结构设计时采用的载荷。强度规范规定，在小于或等于极限载荷作用下，飞机结构各部件将不应发生破坏；大于它时，结构将破坏或丧失承载能力。极限载荷用于设计飞机结构、强度校核计算和结构破坏试验。

（撰写：何君毅　审订：郦正能）

jixian zaihe shiyan

极限载荷试验　ultimate load test　又称设计载荷试验。试验载荷最大加到极限载荷的飞机静强度试验。要求在极限载荷作用下的一段时间内（一般不少于 3 s）结构试验件不发生总体破坏，以验证飞机结构在该设计情况下的静强度。

由于飞机静力强度计算的精确性有了很大的提高，飞机主要结构在静力试验中提前破坏的现象越来越少，所以在规范中已规定了在某些条件下可以不做设计载荷试验的可能性与要求。由限制载荷到极限载荷，应变与挠度测量一般呈现非线性，对这些数据进行有效的实时处理与分析，对于防止意外破坏以及控制破坏，有着重要的意义。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

jiliu

急流　jet stream　大气中狭窄的强风带。该带为准水平的管状气流，其中最大风速点的连线即为急流中心轴线，急流附近有强烈的横向和铅直方向的风速变化，常伴随有强烈的大气湍流，能产生强烈的扰动。在急流中飞行将会遇到强烈颠簸。急流一般是指对流层上层出现的风速等于或大于 30 m/s 的强风带。近年来，急流的含义已延伸为大气中风速相对较大的强风区，如对中、低空相对较大的强风区分别称为中、低空急流。

（撰写：王学永　修订：王吉昌　审订：薛顺来）

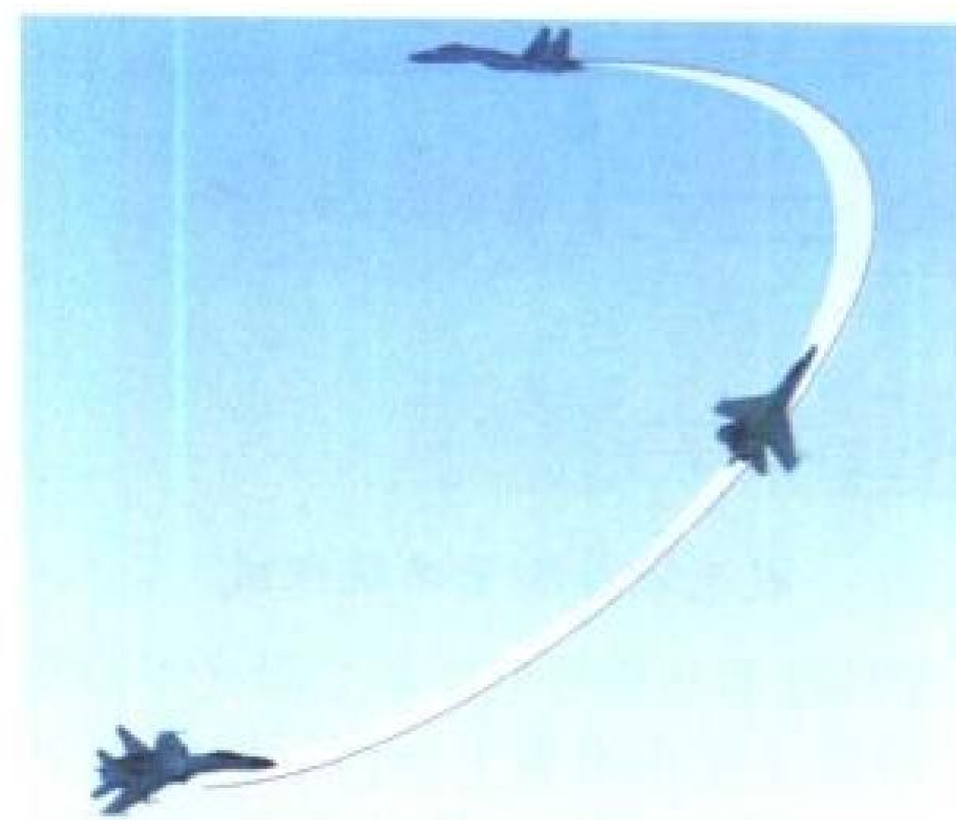
ji panxuan xiajiang

急盘旋下降　sharp spiral glide　飞机沿小半径螺旋线作加速盘旋下降的飞行。急盘旋下降是飞行中比较危险的特殊情况。急盘旋下降主要的特点是飞机旋转和增速都很快，每旋转一圈下降高度很多，飞机过载很大，驾驶员可能出现“黑视”现象。意外进入急盘旋下降的原因是：驾驶员在退出俯冲、斜筋斗和盘旋下降等特技飞行时，没有把飞机所带的坡度完全改平，而是带坡度拉杆或蹬舵拉杆，形成绕纵轴的滚转力矩，使飞机产生滚转，拉杆产生很大的升力。由于飞机滚转后，使升力倾斜较多，不但不能退出俯冲状态，进而起着向心力的作用，使飞机绕立轴旋转，并迅速下降高度和增加速度，飞机处于比较危险的状态。改出急盘旋下降的方法是：首先要杆舵一致地向旋转反方向有力地压杆、蹬舵、收小油门、放减速板，待飞机改平坡度后，拉杆退出俯冲状态。

（撰写：蒋德秋　审订：李志强）

jiyuesheng

急跃升　steep climb　又称跃升。飞机以较大的上升角迅速直线上升增加高度的飞行。急跃升是利用飞机积累的较大飞行速度（小于最大允许速度），以较大的上升角作直线减速飞行，是迅速争取增加高度的飞行方法，在空战中可以在短时间内取得高度的优势。歼击机驾驶员平时在特技飞行中都要作急跃升飞行，熟悉迅速增加高度的方法。急跃升是由进入段、直线上升段和退出段组成。进入段一般以转弯进入俯冲的方法增速，接近规定的速度后拉起，飞机在水平状态时达到规定的速度，同时加油门达到最大或加力状态；驾驶员继



急跃升

续拉杆，使飞机上升角达到规定值，飞机进入直线上升段。由于飞机上升角大，上升过程是减速飞行，故到达改出速度后，驾驶员通常用大于 90° 坡度（倾斜角）转弯退出；也可以滚转 180° 成倒飞状态，拉杆使飞机接近天地线，再翻转 180° 成正飞状态，使飞机飞行方向不变（见图）。

（撰写：李玉瑛　审订：李志强）

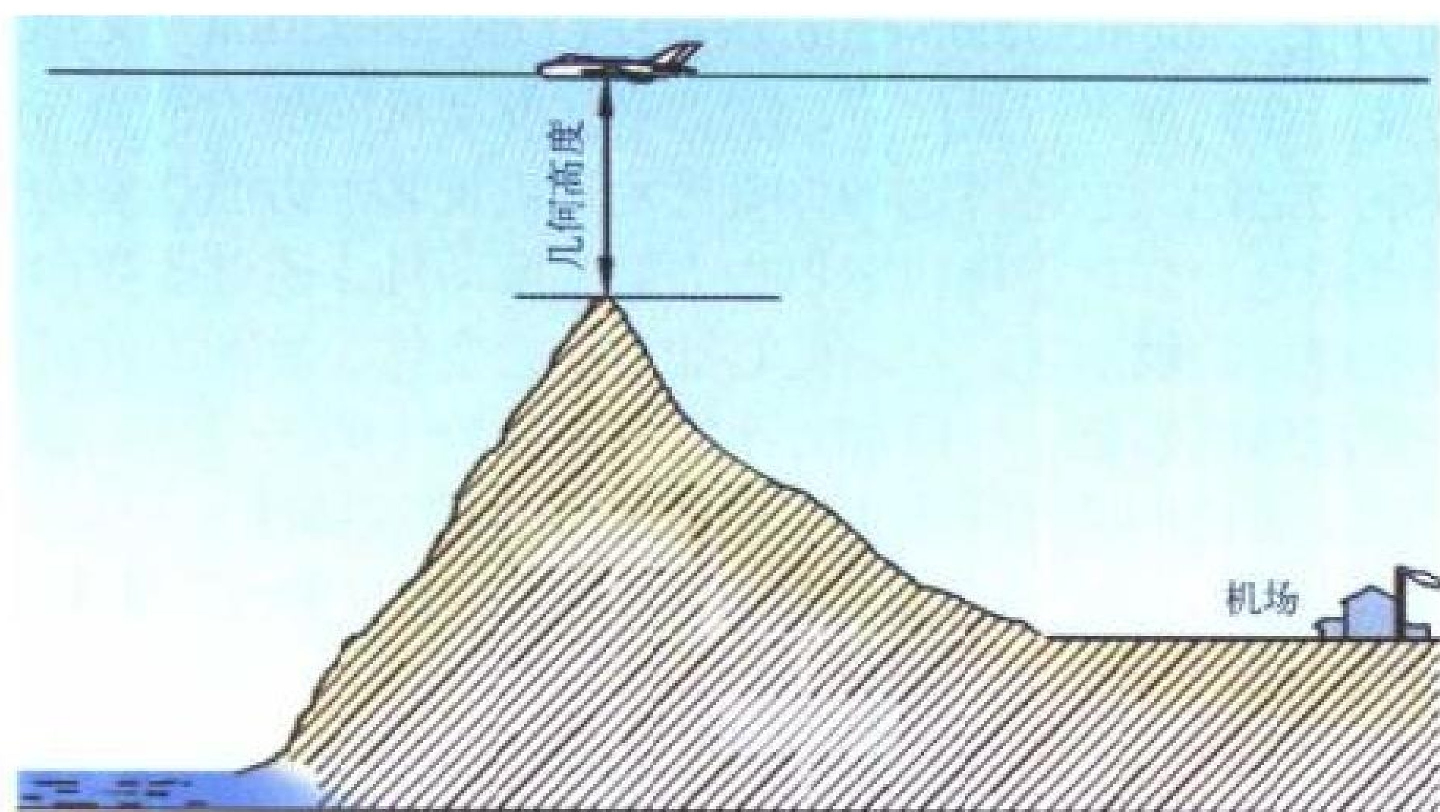
jishu zimu zhadan

集束/子母炸弹　cluster/dispenser bomb　见兵器卷航空集束炸弹和航空子母炸弹。

jihe gaodu

几何高度　geometrical altitude　又称真实高度或卷尺高度。飞行中航空器沿铅垂线到地球表面上的高度（距离），如图所示。

通常，可用无线电高度表、雷达测高仪或照相经纬仪测得。航空器在执行轰炸、强击、侦察、搜索和救援，以及农林作业等任务中需要知道几何高度。



几何高度示意图

（撰写：邵 箭 修订：李志强 审订：赵 杰）

jihe kebian jigou

几何可变结构 structure as a mechanism 当结构的约束数少于自由度数，就不能承受外载荷而成为机构或几何可变结构。判别结构的几何可变性的方法有运动学法、静力学法等。运动学法引用自由度与约束的概念，若结构元件刚体位移的自由度没有受到约束，结构就是几何可变的。按静力学法，若约束反力数少于平衡方程数，结构是几何可变的。有时，虽然几何不可变性的必要条件已满足，但若安排不当，会发生瞬时几何可变现象，结构在刚受力的瞬时是几何可变的，但产生一微小位移后结构就不再是几何可变的。不过，从承力的观点看，这仍然是一种很坏的结构形式。

（撰写：叶天麒 审订：何君毅）

jiya youmo zuniqi

挤压油膜阻尼器 squeeze film damper 又称挤压油膜轴承。利用油膜的挤压和剪切作用而有效抑制振动的阻尼器。由油膜外环与油膜内环构成，外环固定于机匣内，内环一般为滚动轴承的外钢套（外环）或弹性支座的外表面，内外环间的小间隙中充以油液（在发动机中为润滑系统的压力滑油）形成油膜环。轴承在转子的不平衡力作用下，外钢套向不平衡力作用方向移动挤压油膜，在液体动力特性作用下，外钢套的移动受到阻碍，同时滑油吸收了外钢套运动的能量即振动能量的大部分，从而传到机匣的振动值与振幅均大大减小。当代的发动机中，多在滚棒轴承处采用挤压油膜；在采用弹性支座中，通常在限幅环与支座的间隙中通以滑油，形成带挤压油膜的弹性支座。 （撰写：陈 光 审订：陈大光）

jisuanji fuzhu ruanjian huanjing

计算机辅助软件环境 computer-aided software environment 采用计算机辅助工具支持计算机软件开发的工作环境。在此环境下开发软件称为计算机辅助软件工程，其优点是可降低软件的开发风险和成本，提高工作效率。机载计算机辅助软件环境包括一组使软件开发更有效的计算机工具，如支持设计和工程管理工具，支持编码、调试、仿真、测试、维修和文件编制工具。 （撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

jisuan kongqi donglixue

计算空气动力学 computational gas dynamics 计算流体力学中研究空气动力学的部分。参见计算流体力学。

（撰写：李椿萱）

jisuan liuti lixue

计算流体力学 computational fluid dynamics (CFD) 用高速计算机及其辅助设备以研究流体运动规律和工程应用的学科。研究方向有：⑴数值方法研究，包括模型方程的离散方法、网格生成技术及图像显示技术。⑵应用程序和工程软件系统的研制开发，程序的确认以及数据库的建设。⑶流体力学问题的基础研究，包括低速不可压流，亚、跨、超声速流，高超声速化学反应流，粘性层流、湍流，多介质流、多相流，定常、非定常流等流场结构的模拟和控制研究。⑷工程应用，包括飞行器部件和全机的气动设计等。

（撰写：李椿萱 审订：董海涛）

jishu biaozhun guiding xiangmu pizhunshu

技术标准规定项目批准书 technical standard order authorizations (TSOA) 适航当局颁发的、用以批准民用航空器上所用的材料、零部件、机载设备的四种方式之一的证书（参见零部件制造人批准书）。技术标准规定（TSO）是适航当局为重要或通用材料、零部件、机载设备制定的最低性能标准。该批准书包含两方面的批准：设计批准和生产批准。设计批准指经适航当局对设计资料审查，包括必要的检查和试验，确认设计已符合技术标准规定；生产批准指经适航当局审查，确认已建立有效运转的质量控制系统，能保证生产的项目符合技术标准规定。技术标准规定项目批准书只表示项目本身的设计和生产已获批准。而只有得到相应的装机批准，才可安装到相应的航空器上使用。技术标准规定项目批准书不得转让。除适航当局暂扣、吊销和另行规定终止日期外，技术标准规定项目批准书长期有效。

（撰写：朱凤驭 审订：冯家澍）

jishu taotai shouming

技术淘汰寿命 technologically useful life 一种产品在由于新技术出现而被淘汰之前，预期尚能继续使用的时间。它取决于与即将出现的同类新产品或同类现役产品相比的技术劣势的相对性，而与其已用的工作时间或新旧状况无关。例如，中国空军在20世纪50年代初曾用的米格-9战斗机的技术淘汰寿命很短，因其战斗力与当时其他型别的战斗机相比差距很大，所以没有使用多久就全部退役了。

（撰写：王立群 审订：甘晓华）

jishu yanzhengji

技术验证机 technology demonstrator aircraft 为评价或检验接近实用的航空新技术的效果而专门研制或改装的航空器。用于改善航空器性能的新技术、新设备往往比较复杂，



X-31增强战斗机机动性验证机

多项新技术的综合效果有时也难以作准确的理论上的估计，因此航空新技术、新设备等在进入实用阶段之前一般都要在技术验证机上进行飞行验证。近来西方国家在战斗机研制上也多采用验证先进技术的原型机，即在确定进入工程研制阶段之前，先按照战术技术要求，以最低的成本制造一架技术验证机，综合验证在新机上所要采用的各项新技术，然后再在此验证机的基础上进行新机研制。美国的 F-22、法国的“阵风”以及英国、德国、意大利和西班牙联合研制的“台风”战斗机均采用此种方式。为降低成本，单项技术验证机大多由现有飞机局部改装而成。

（撰写：顾 衡　修订：赵群力　审订：任源博）

jishu zhuangtai dongjie

技术状态冻结 configuration frozen　在技术文件中规定的飞机应达到的软硬件功能特性和物理特性，经审核确认后固定下来不再变动。功能特性如飞机的飞行性能、机动性、武器射程等，物理特性如形状、尺寸、结构布局、总体布置等。在飞机的方案设计和技术设计阶段，飞机设计方案总是在不断地改动完善之中，直到经论证分析和必要的试验，表明设计方案已能满足既定的设计指标，即军机的战术技术要求或民机的设计要求，在技术和经济上是可行的，没有不可解决的障碍，此时就将这一方案的技术状态冻结，不再变动，并以此为基础开展全机详细设计。飞机技术状态的冻结要经过评审，评审通过后，军机的技术状态冻结须经上级有关部门批准，民机的技术状态冻结要经投资人批准。

（撰写：李 天　郑作棣　审订：金允汶）

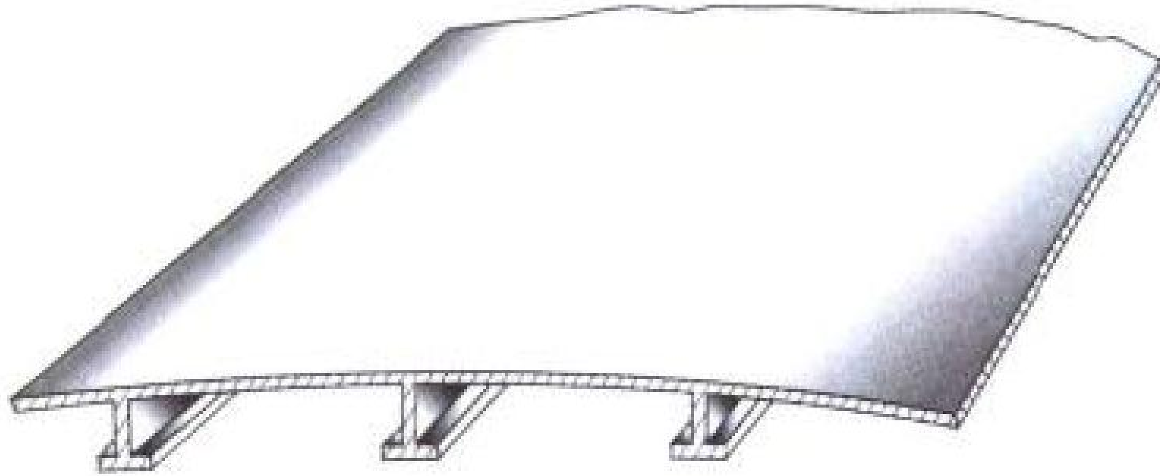
jixian

迹线 path line　在给定时间内流体质点的运动轨迹。迹线所给出的是在相继各时刻同一个流体质点的运动轨迹的图形。在定常流情况下，迹线和流线重合；在非定常流情况下，迹线和流线一般不重合。在流体中撒布少许与流体密度相近的颗粒，通过录像的方法，就可以得到流体质点的迹线。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

jiajinban jiegou

加筋板结构 stringered plate structure　由蒙皮和纵、横加强零件组成的一种典型薄壁结构。筋条与蒙皮的连接可以用铆接、点焊、胶接，也可用整体加工方法制造。加筋板的失稳和破坏承载能力较高，重量较轻，且加工、装配简单，因而在现代飞行器的机体结构上得到广泛的应用。在梁式、单块式、半硬壳式的翼面和机身结构中，其上下翼面和机身外



加筋板结构

壳都选用加筋板结构，以承受扭矩引起的剪应力和部分弯矩引起的正应力。铆接、胶接、点焊或整体加工等各种加筋板各有其特点及适用范围。加筋板设计的要点是选择蒙皮厚度、筋条形式和尺寸、肋（框）距和桁距等各参数的最佳匹配，来提高其失稳（参见*屈曲*）和破坏承载能力，达到提高结构效率的目的。

（撰写：章怡宁　廖家驹　审订：何君毅）

jialibi

加力比 augmentaion ratio, degree of augmentation　又称加力度。在同样飞行条件下，加力喷气发动机的加力推力与中间推力之比。它是评定加力喷气发动机及其加力燃烧室的性能指标之一。对于现代军用加力喷气发动机，通过改变向加力燃烧室的供油量，可以控制加力推力变化，故加力比可在一定范围内变化。一般加力比的范围约为 1.05 ~ 2.0 。通常希望加力比的变化范围大，以改善飞机的机动性。

（撰写：张 津　审订：陈大光）

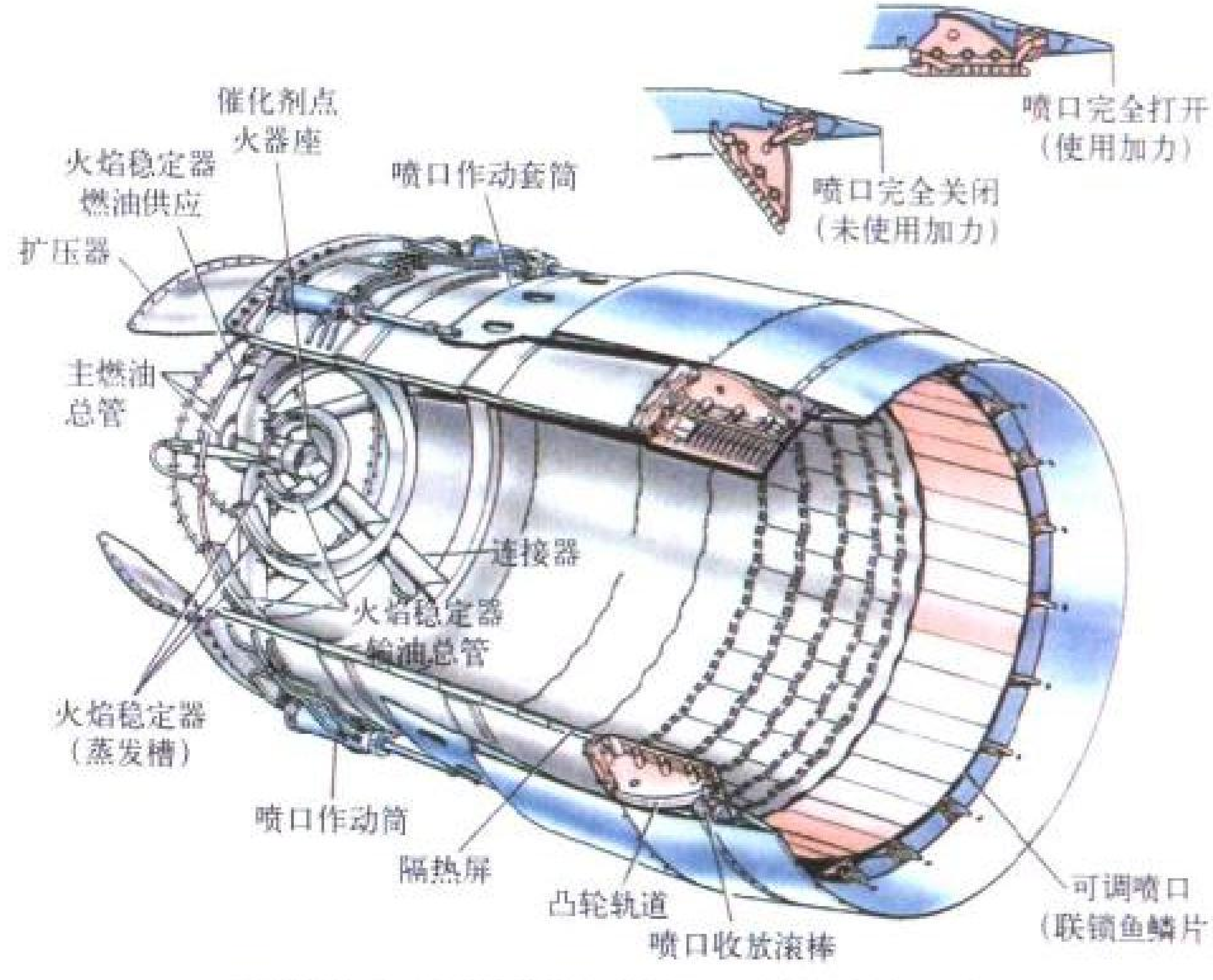
jiali kongzhi

加力控制 reheat control, augmentation control　按一定规律和程序，接通、切断并改变加力燃烧室的加力比的控制方式。调节时，主发动机的工作状态应按一定规律变化并能稳定工作。常用的加力控制方案是通过加力燃油控制和尾喷口面积控制来实现的。

（撰写：方 斌　审订：陈大光）

jiali ranshaoshi

加力燃烧室 afterburner, reheater, augmenter　又称后燃室、复燃室、补燃室，简称加力室。在发动机涡轮或风扇后的气流中喷油燃烧，使气流温度大幅度上升，从喷管高速喷出，以获得额外推力的装置。通常由混合器（对涡轮风扇发动机而言）、扩压器、喷油装置、火焰稳定器、点火器、隔热防振屏和加力筒体等组成（见图）。



典型的加力燃烧室（罗·罗公司提供）

由于涡轮后燃气中还有大量余氧，而涡轮风扇发动机外涵气流更全是新鲜空气，这就给加力燃烧提供了条件，且加力室后又无转动件限制燃烧温度，可按油气总当量比为 1 左右组织加力燃烧，使燃气温度和相应排气速度大幅度增加，从而获得很大的加力推力。

加力室出口温度可高达 2000 K 以上。最大状态加力比可达 1.5 左右（涡轮喷气发动机）到 2.0 左右（涡轮风扇发动机）。超声速战斗机用发动机一般均带加力燃烧室，以使飞机在起飞、爬升、加速与机动时短时间内获得很大的推力。由于加力耗油率高和热负荷大，故一般加力时间都受到限制，如一次连续工作时间 15 ~ 20 min。至今采用加力燃烧室是飞机能突破声速的主要手段。但随着涡轮进口燃气温度

的提高，单位推力增大，目前已有可能实现不带加力的超声速巡航飞行。

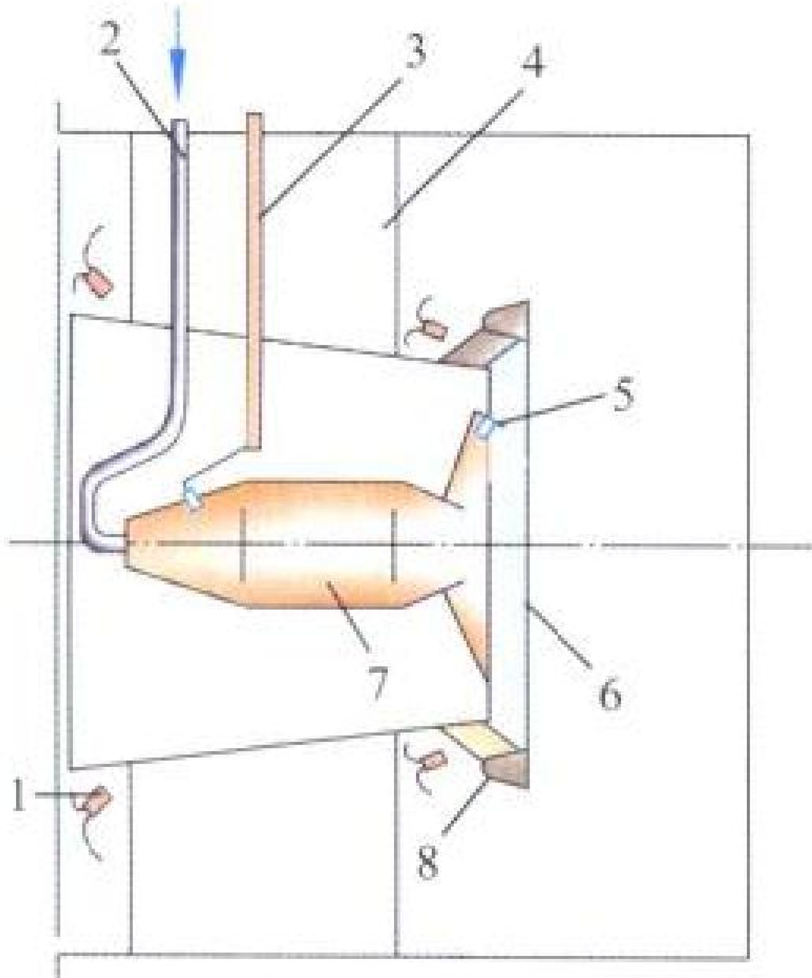
按涡轮风扇发动机两股气流加力的方式，可分为涵道加力、核心流加力、平行流加力和混合流加力；按加力燃烧室内气流流动形式可分为直流式加力和旋流式加力。

（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

jiali ranshaoshi kuoyaqi

加力燃烧室扩压器　afterburner diffuser　由加力燃烧室进口到最大截面处，使气流减速增压的一段扩张通道。主要由外壳、中心锥和整流支板组成（见图）。

加力燃烧室进口气流速度很高（$M \approx 0.5$），难以实现稳定燃烧，热阻损失大且加热量受到限制。经扩压器降速增压，静压提高，以利燃烧。通常扩压器出口气流马赫数降为 0.2 ~ 0.25 左右，扩压通道当量扩张角不超过 8° 为宜。对扩压器的设计要求是：能在较小的长度内减速增压，流动损失小，气流不在中心锥或外壁分离，出口速度均匀，壁面易加工及结构重量轻等。



加力燃烧室扩压器

1—工作喷嘴；2—混气管；3—电嘴；4—整流支板；5—接力喷嘴；6—稳定器；7—预燃室；8—传焰槽

常用的扩压器形式有：直壁锥形扩压器、等压力梯度扩压器和多段直壁锥形扩压器等。按内锥体结构不同分为全锥式和截锥式扩压器，按通道面积变化情况不同分为渐扩式和突扩式扩压器。涡轮风扇发动机加力燃烧室扩压器常和混合器结为一体，或和混合器、火焰稳定器结为一体，设计时要一起考虑。

（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

jiali ranshao xiaolü

加力燃烧效率　afterburning efficiency, afterburner combustion efficiency　燃料在加力燃烧室中燃烧时，其化学能转变为燃气的热能的百分数。表示燃料的化学能被利用的程度，也是加力燃烧室重要的性能指标。通常定义为加力室出口截面气流总焓与进口截面气流总焓之差与加力燃油流量和燃油低热值之积之比。由于加力燃烧室流速大，压力低，来流已非纯空气，其含氧量少（外涵除外，但外涵温度低），及存在高温离解等，故加力燃烧效率在地面只有 90 % ~ 95 %，在高空低压下更低，只有 80 % ~ 85 %。

（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

jiali wendu

加力温度　afterburning temperature　加力燃烧室出口截面（尾喷管进口截面）气流的平均总温。它是加力燃烧室热负荷大小和加力大小的标志之一，也是发动机的重要循环参数之一。加力温度越高，排气速度越大，发动机推力也越大。目前加力温度已高达 2200 K，再提高温度的潜力已不大。由于混合不充分，燃烧不完全，加之部分空气用于冷却，燃烧产物离解和散热等，实际上达不到理论燃烧温度（煤油—空气混气理论燃烧温度为 2400 K 左右）。

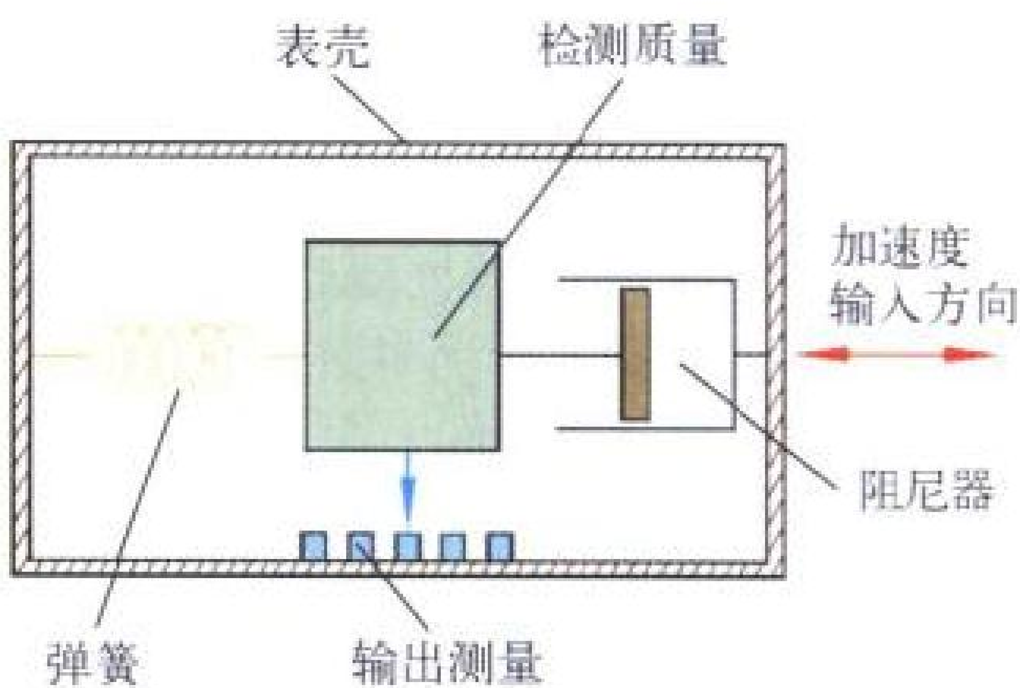
（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

jiaqiangkuang

加强框　reinforced frame, bulkhead　能够承受框平面内集中载荷的隔框。它可以将框平面内较大的集中外载扩散至机身蒙皮上。这些外载可由装载在加强框上的连接接头传来，也可由通过加强框与机身相连的机翼、尾翼、起落架等结构部件的连接接头传来。加强框的形状根据外载大小和作用位置，以及有关装载或结构的协调性而定。其重量远比普通框大，同时也起普通框的作用。气密框是加强框中的一个特例。（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

jiasuduji

加速度计　accelerometer　测量运动体线加速度的仪表。它是惯导系统重要的惯性元件，又是监控发动机故障和研究飞机颤振和结构疲劳的工具，在飞行中还可以作过载传感器。按检测质量运动方式分为线加速度计和摆式加速度计两类；按加速度采用的信号传感器区分有电位计式、电容式、电感式、压电式加速度计等。图为线加速度计模型。检测质量借助弹簧和阻尼器与表壳相连，在加速度作用下，它朝与加速度相反方向相对表壳移动，从而压缩（或拉伸）弹簧，稳定后有 $k x_A = ma$，式中位移量 x_A 与加速度 a 成正比，x_A 经传感器输出电信号。阻尼器用来改善系统的动态品质。摆式加速度计检测质量绕支承轴转动，在加速度作用下转角与加速度成正比。不同使用场合的加速度计在性能上差异很大，图示结构称为开环加速度计，适用于监控发动机故障，测量飞行器过载飞机颤振和结构疲劳，由于精度较低使用中需要精确校准。当加速度计检测质量在惯性力矩（力）作用下，产生与加速度成比例的电信号，经放大处理后进入力矩（力）器，产生一个电磁力矩（力）作用在检测质量上时，构成闭环加速度计。它是用于惯导系统的结构形式。闭环加速度计量程宽、精度高，分辨率可达 10^{-7}。



线加速度计原理简图

（撰写：以兴衡　审订：王纪儋）

jiasu kongzhi

加速控制　acceleration control　对发动机从慢车状态迅速安全地加速到最大状态（或加力状态）的过渡过程的控制。加速控制的任务就是选择合适的过渡态控制规律，使发动机在不超温、不喘振、不熄火等约束条件下具有最好的加速性（参见发动机加速性）。

（撰写：方斌　审订：陈大光）

jiasu renwu shiche

加速任务试车　accelerated mission test (AMT)　在地面台架上进行的一种模拟实际任务用法以主要影响寿命的参数为

基础的持久试车。试车大纲直接来自飞行使用任务循环，反映了任务混频中的高功率状态下所有主要状态的变化(油门杆的位置)及其运转时间。美国空军近年来规定新发动机定型时必须通过这种试车。对发动机的损伤主要是转速循环次数和高负荷状态，而有些状态如慢车状态和巡航状态对寿命影响不大，将这些状态的运转时数压缩，一般可缩短到实际飞行时间的30%～50%。美国空军现行的加速任务试车规定为AMT Ⅳ，它包括了空战机动、空对地攻击、功能检查飞行、地面试车循环及高周疲劳循环等任务范围。每种任务的油门杆移动规律是不同的。根据飞机飞行包线的情况，有些程序应在模拟发动机进口压力和温度的情况下进行，因此，有些试验需在高空模拟试车台或加温、加压试车台上进行。在加速任务试车中规定了三种类型的循环：

Ⅰ类循环：停车 － 中间状态(加力) － 停车

Ⅱ类循环：慢车 － 中间状态(加力) － 慢车

Ⅳ类循环：中间状态 － 80% N 2 － 中间状态

考核发动机的AMT循环数称为TAC循环(总积累循环，也称战术空军循环)，其公式为：TAC = Ⅰ类循环数 + Ⅱ类循环数/4；Ⅳ类循环不计入TAC循环数内。

(撰写：李志广　修订：夏光义　审订：刘大响)

J

jiasu zhendong shiyan

加速振动试验 accelerated vibration test　在抗振强度试验中，为缩短振动试验时间，用加大振动量值(或功率谱密度)以达到等效结果的试验方法。加速振动试验方法的等效准则是基于疲劳准则和试验研究的结果导出的。加速试验关系式为

正弦振动试验　$t_2 = t_1 (A_1/A_2)^5$

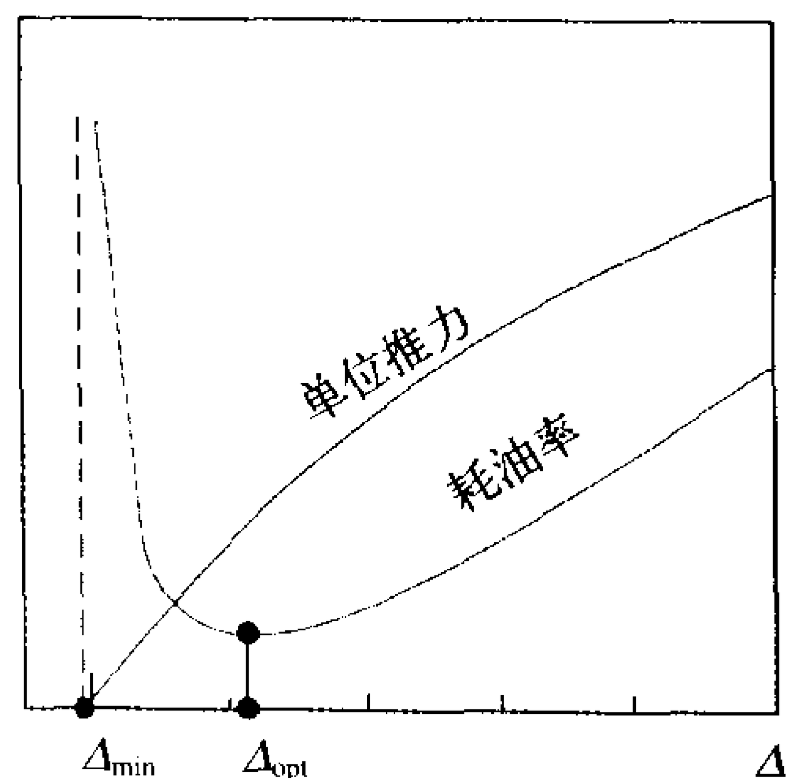
随机振动试验　$t_2 = t_1 (G_1/G_2)^4$

式中 A_1 为加速前的正弦试验幅值；A_2 为加速后的正弦试验幅值；G_1 为加速前的宽带随机振动试验功率谱密度；G_2 为加速后的宽带随机振动试验功率谱密度；t_1 为加速前的试验时间；t_2 为加速后的试验时间。

(撰写：朱善庆　审订：张躬行)

jiawenbi

加温比 temperature rise ratio　又称加热比。主燃烧室或加力燃烧室出口燃气平均总温与主燃烧室或加力燃烧室进口气流平均总温之比。它是航空燃气涡轮发动机热力循环的关键参数之一，对发动机的耗油率和单位推力有很大影响。加温比高表示加进气流的能量多，单位推力大，不管是主燃烧室的加温比，还是加力燃烧室的加温比，对单位推力的影响都是如此。但对耗油率的影响二者是不同的。对主燃烧室而言，随着加温比的增加，开始耗油率下降，当达到最经济的加温比时，耗油率达最小，再增加加温比，耗油率反而增加。对加力燃烧室而言，则不存在一个最小耗油率，随着加力燃烧室加温比的增加，耗油率是一直增加的(见图)。当前航空燃气涡轮发动机的加温比的提高主要受材料和冷却技术的限制，主燃烧室的最大加温比约为2，加力燃烧室的最大加温比约为3左右。



单位推力和耗油率与空气加温比(Δ)的关系

Δ= 燃烧室出口总温/燃烧室进口气流总温

Δ_{min}— 能得到推力的最低加温比

Δ_{opt}— 耗油率最低的加温比

(撰写：吴文东　审订：王洪铭)

jiaya gongyang xitong

加压供氧系统 positive pressure oxygen system　改善高空低气压对人体影响的供氧系统。一般由氧源(如氧气瓶)、氧气开关、氧气减压器、氧气压力表、氧气示流器、氧气余压表、加压供氧调节器、氧气压力比调节器、断接器、跳伞供氧器、加压供氧面罩(或加压头盔)、加压服(高空代偿服或全压服、部分压力服)等组成。它具有非加压供氧、加压供氧和应急供氧的功能：(1)飞行高度为12 km以下时进行长时间肺式供氧。(2)飞行高度超过12 km时进行短时间加压供氧。加压供氧调节器先后对高空代偿服拉力管(或气囊)和加压面具充压，加压面具内余压和拉力管内余压由压力比调节器按高度自动控制，以保持体表代偿压力和面具内压力相平衡。(3)飞行高度超过12 km发生座舱迅速减压时实施加压供氧，并由加压供氧调节器控制加压顺序，加压面具呼气活门下腔压力迅速降低使肺部及面具内腔迅速卸压，高空代偿服拉力管迅速充压1.3～2.5 s时面具内开始建立余压(3～5 s达到所在高度必需的余压值)。加压顺序和拉力管与面具内压力比例应与所配套的加压服协调。(4)弹射救生时实施应急供氧。断接器切断机上供氧装备，跳伞供氧器通过面具向乘员应急供氧。使用高度在15 km以下时面具内余压较低，可不使用加压服。20世纪60年代以来加压服和头盔内通风日趋得到重视。保持正常飞行舒适性和应急加压供氧的安全可靠是当前研究的重点。

(撰写：陈年均　审订：袁修干)

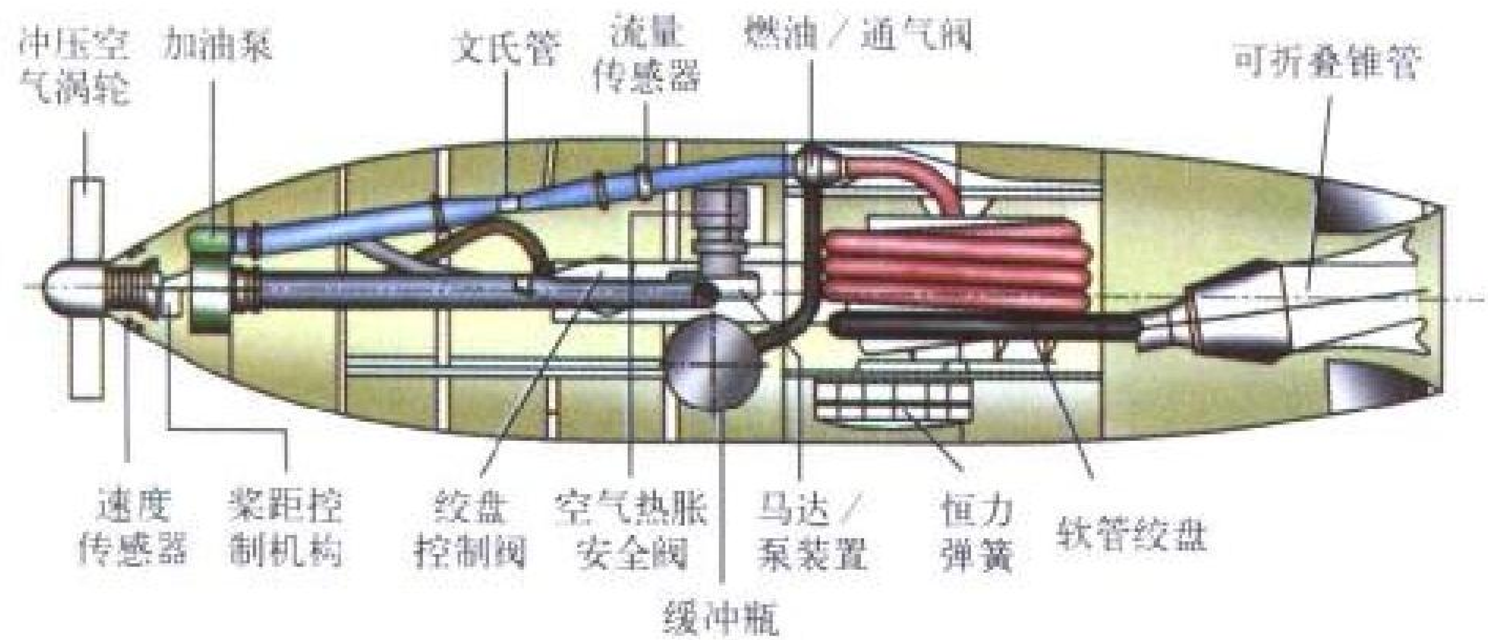
jiaya huxi

加压呼吸 pressure breathing, positive pressure breathing　又称正压呼吸。提高吸入气的氧分压，使人的肺和呼吸道在高于环境压力下进行呼吸的方法。采用加压供氧系统(在座舱高度及飞行高度均在12 km以上迅速减压时实施加压供氧呼吸)是防止高空缺氧、迅速减压和提高耐过载能力等的应急措施。加压呼吸对人体不良影响有：(1)呼吸功能受到干扰，呼气由被动变为主动，呼吸费力；(2)肺内压升高引起全身血液循环障碍，导致血液循环量降低；(3)头部和颈部充血，眼和目有不适感，甚至胀痛。一般未经加压呼吸训练的人只能短时间耐受非代偿余压4 kPa。防护措施有：(1)选择适宜的加压供氧总压制度；(2)配备与供氧总压制度相适应的加压供氧系统和代偿服装；(3)进行加压呼吸训练。

(撰写：肖华军　张玉明　审订：袁修干)

jiayou diaocang

加油吊舱 refuelling pod　悬挂在加油机机翼和机身下或机身尾段，将加油机的燃油输送给受油机的一种独立的插头—锥管式空中加油设备。加油吊舱有多种形式，按是否携带燃油分为湿式加油吊舱和干式加油吊舱；按控制系统分为液压式加油吊舱、机电式加油吊舱及数控式加油吊舱。加油吊舱通常由动力装置、燃油系统、液压系统、软管绞盘系统、软管—锥管、电子电气系统和壳体等组成。吊舱头部有冲压空气涡轮，它驱动加油泵或液压泵，中部可设置燃油箱，尾部有软管绞盘、软管—锥管和信号灯等。空中加油时，软管—锥管从绞盘上拖曳出去，以便与受油机对接和加油。加油结

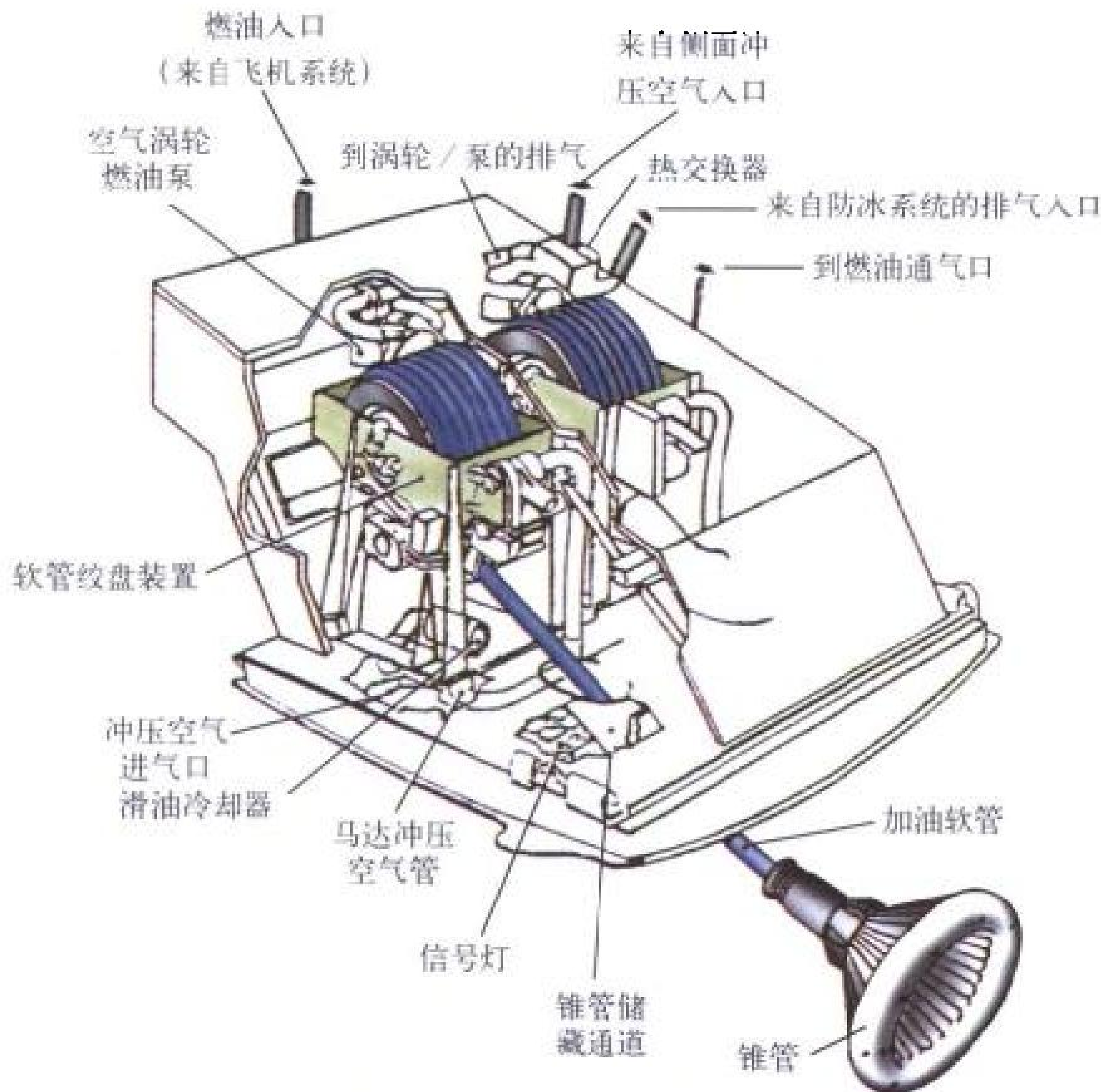


加油吊舱

束后，受油机减速，加油机与受油机脱离，软管—锥管回绕到绞盘上。吊舱的设计应遵循“故障—安全”准则。为了确保飞机安全，通常设有吊舱弹射投放装置、软管应急松脱机构或切断器、应急放油系统、压力缓冲器和防热胀活门等安全装置。（撰写：陈初千　审订：杨燕生）

jiayou pingtai

加油平台　refuelling platform　安装于大、中型加油机机身内的一种插头—锥管式空中加油设备。其基本组成和工作原理与加油吊舱大致相同。利用飞机的电源或液压源为其动力源。加油平台的燃油流率比加油吊舱的大，通常可达 2270 L/min 以上；加油软管也比较长，一般都超过 22 m，适于对轰炸机、运输机和直升机加油。为了便于拆、装，加油平台通常集中安装在一个“橇块”上。



MK. 17T 加油平台

（撰写：陈初千　审订：杨燕生）

jiayouping

加油坪　aircraft refuelling area　用于给飞机加燃油的停机坪。为混凝土铺筑，建有加油管线，一般建在滑行道的中部外侧。其面积按机场等级和机型而定。例如，中国空军Ⅱ级机场供歼(强)击机使用的加油坪长度：采用中间井式加油的为 220 m，采用边井式加油的为 295 m；宽度视预定使用的机型而定。（撰写：王立群　审订：姬永兴）



飞机在加油坪作管线加油

jiayou xitong yujian

加油系统预检　refuelling system precheck　加油过程中加满油时系统自动关闭效能的预先检查。通过工作人员给出满油信号，检查各油箱加油控制阀能否及时自动关闭，以防止压力加油系统失效而导致过满或损坏系统。（撰写：徐千　审订：杨燕生）

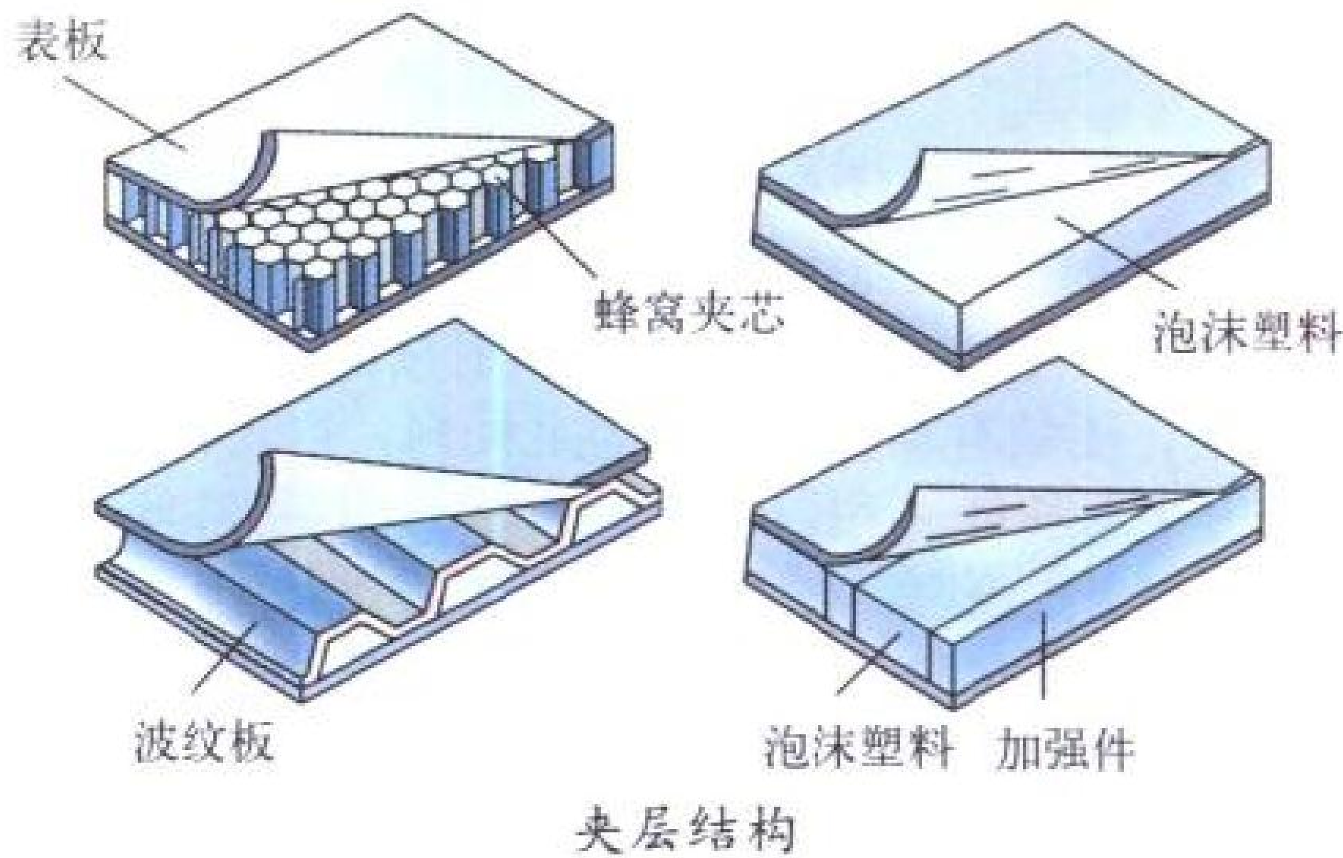
jiazai xitong

加载系统　loading system　对试验件施加载荷的系统。对结构静强度试验而言，通常指由杠杆系统、测力计、液压作动筒和固定连接设备等组成的系统。在杠杆系统的设计，测力计与液压作动筒的配置以及固定支持边界的模拟设计中，应力求能够模拟结构的真实受力状态，避免有附加的载荷，还应能够适应最大可能的变形状态。

液压作动筒是构成加载系统的主要部件。当然它不能单独使用，必须与液压加载的油泵组成一个液压加载系统。采用电动油泵与电子载荷传感器进而可组成液压伺服闭环加载系统。（撰写：张躬行　审订：何君毅）

jiaceng jiegou

夹层结构　sandwich structure　由上下两面板和充填其间的轻质夹芯组成的结构。上下面板通常由强度性能高的金属、纤维复合材料、硬塑料等制成，主要承受由弯曲与拉伸产生的面内应力；夹层芯子材料由轻质木材、泡沫塑料、金属材料或复合材料制成的波纹板、蜂窝芯子构成，夹芯主要承受横向剪力。根据夹芯的不同形式又有波纹板、蜂窝结构等不同名称，但都属夹层结构。面板与夹芯一般用胶粘在一起，也可用焊接连接，使它们成为一个整体。夹层结构两面板间距离较大所以具有弯曲刚度大、结构阻尼大、表面光滑、气动外形好，以及隔热、隔音等优点。与铆接结构比，结构效



夹层结构

率有明显提高，屈曲载荷远高于厚度等于上下面板和的薄壁结构。夹层结构自身不用铆钉，免除了钉孔引起的应力集中，提高了疲劳强度。但夹层结构也具有与相邻结构的连接复杂、制造工艺繁琐、成本高、工艺质量不易检查等缺点。

（撰写：夏人伟　张永顺　修订：何君毅　审订：郦正能）

jiashicang

驾驶舱　pilot's cockpit　容纳飞行机组成员的舱段。舱内有

满足驾驶所需要的各种指示仪表、设备及操纵手柄、脚蹬等。在设计上应保证驾驶员有良好的视界和满足驾驶动作所需要的空间，有必要的应急救生设备。为使机组成员具有良好的工作环境，必要时要有空调设备和增压设备。它的外形需与机身外形设计相协调，以减少气动阻力。

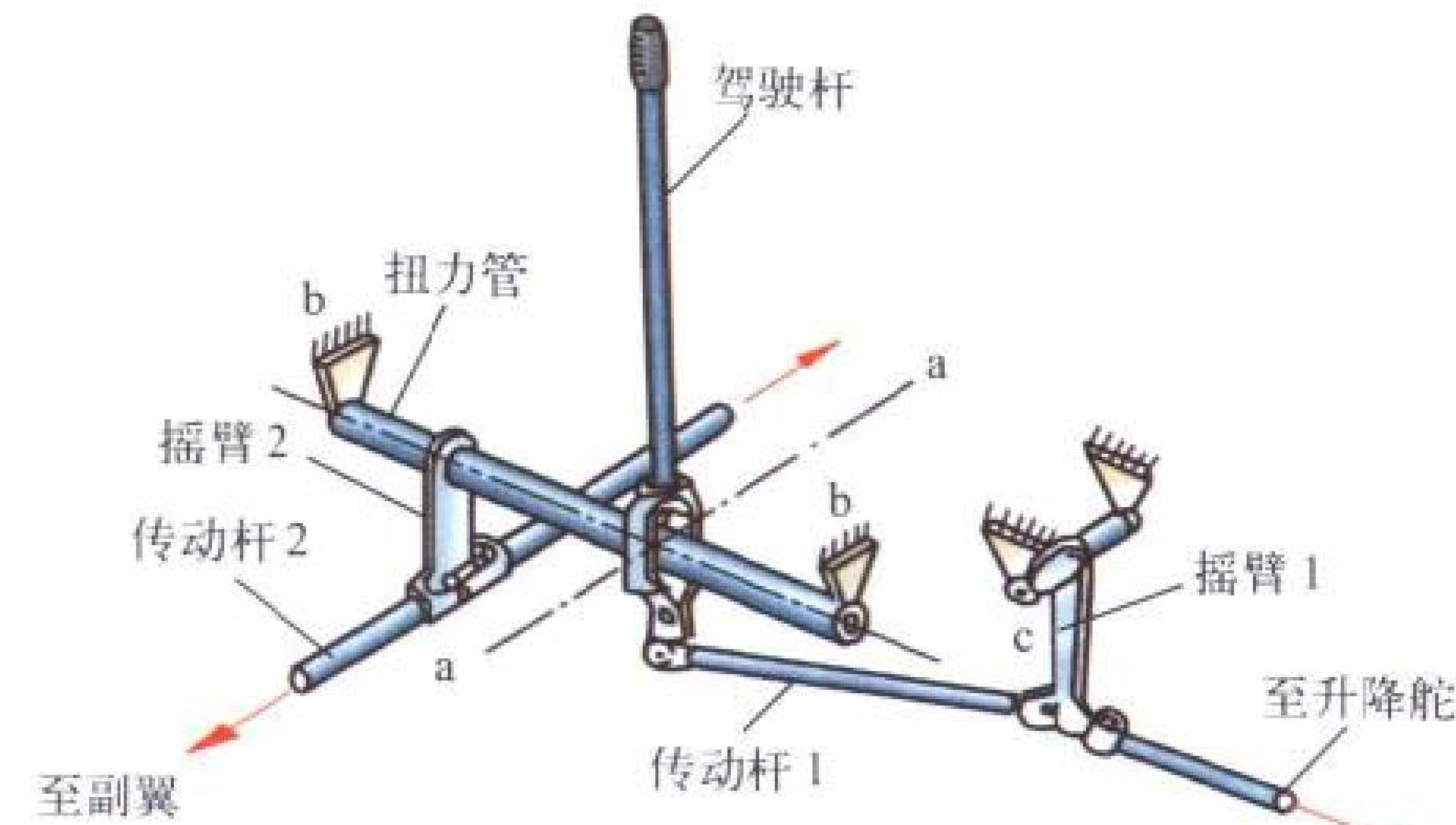


美国 F-22 的驾驶舱

（撰写：冯元生　审订：赵秀丽）

jiashigan

驾驶杆　control stick　驾驶杆是驾驶员用以控制飞机升降和滚转的输入部件。前后推拉驾驶杆以操纵升降舵（或全动平尾），左右压杆以操纵副翼。驾驶杆式手操纵机构在结构上要保证纵向操纵和横向操纵的“独立性”，互不干扰。如图所示。在驾驶杆上端手柄上装有各种开关和按钮，如减速板

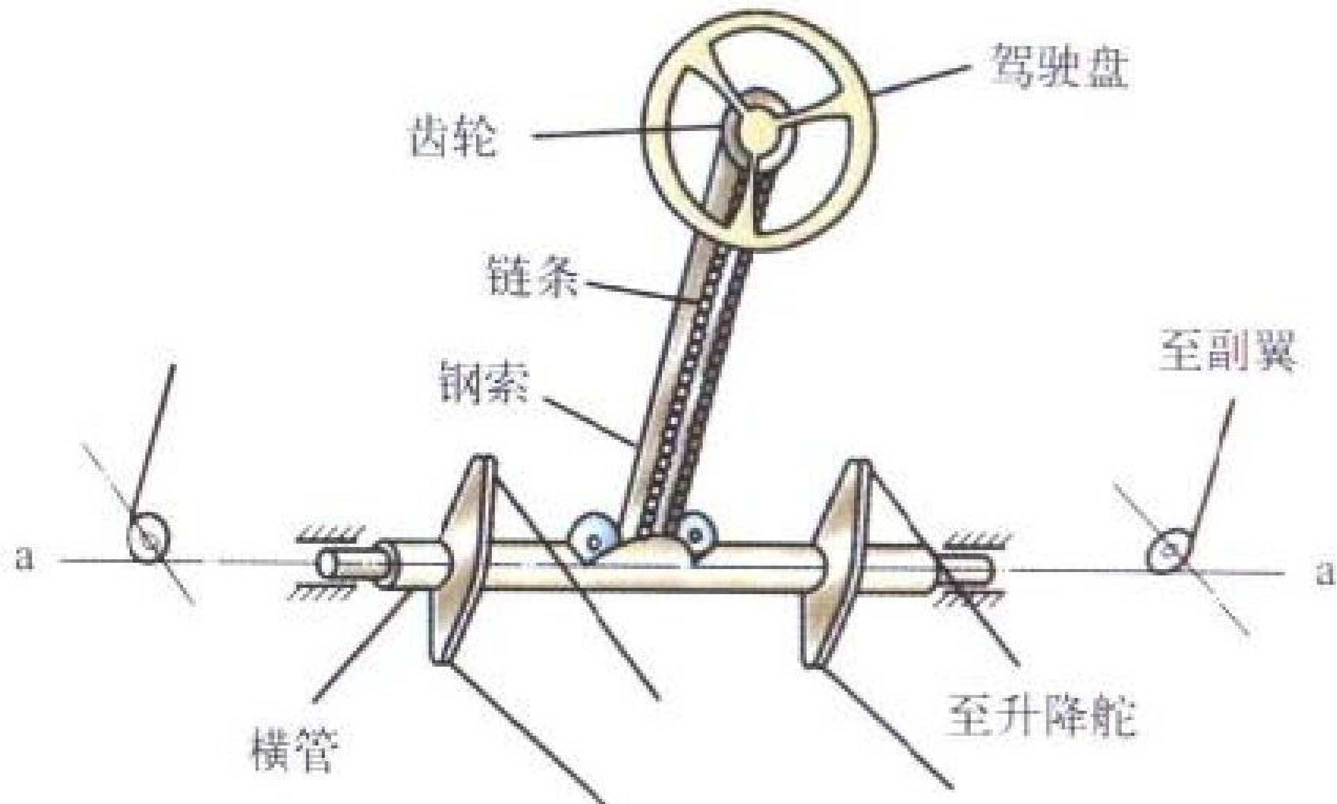


驾驶杆式手操纵机构图

按钮、射击按钮、投弹按钮、刹车把手等；有的手柄上还有调整片效应机构的转换开关，导弹发射按钮等；为使驾驶员跳伞安全，还装有驾驶杆前倾固定机构。驾驶杆构造较简单，适合于驾驶员一手操纵驾驶杆，另一只手控制油门杆。相对于驾驶盘式而言，杆式操纵能保证操纵精度，因为用杆式操纵时，驾驶员的前臂可部分地支撑在他的大腿上，进行微动操纵，多用于机动性较好的而操纵时费力小（或有助力器）的飞机。（撰写：徐鑫福　审订：王占林）

jiashipan

驾驶盘　control wheel　常规的手操纵机构的一种操纵方式：驾驶盘式的用以控制飞机升降或滚转的机构。驾驶员握住驾驶盘前推、后拉则其支柱前后倾斜以操纵升降舵（或平尾）；左右转动（支住不动）驾驶盘则可操纵副翼。在结构上（见图），要保证纵向操纵和横向操纵的“独立性”，避免互相干扰。驾驶盘可以根据不同需要装置各种开关或按钮，如射击按钮、投弹按钮、通话按钮等。驾驶盘式的结构较复杂，但可通过增大驾驶盘的转角使操纵副翼省力，而使副翼偏转



驾驶盘式手操纵机构

到一定角度所需的时间要相应增长。故而驾驶盘多用于操纵时费力较大和机动性要求较低的中型或大型飞机。

（撰写：徐鑫福　修订：于黎明　审订：王占林）

jiashiyuan caozuo chengxu

驾驶员操作程序　pilot operation procedure (POP)　按飞机使命任务要求，规定驾驶员进入系统各种工作状态和方式、相应画面显示、告警响应和完成任务后退出的一套完整的操作程序。POP 文件确定了人机功能划分，是航空电子系统软硬件研制的重要依据文件。POP 设计需要有飞机总体、航空电子系统级及设备级专业人员、心理学专家和驾驶员等参与。设计时要充分考虑人机工效，驾驶员负荷和为完成每一特定任务的时间限制。长期的经验累积数据和采用计算机辅助工具进行设计是保证 POP 文件质量的前提。

（撰写：李国经　审订：陈若玉）

jiashiyuan fuzhu xitong

驾驶员辅助系统　pilot's associate (PA)　又称驾驶员助手。高度智能化和综合化航空电子系统的一部分功能模块的组合。用于驾驶员的决策支持，以减轻驾驶员的工作负担。PA 的基本功能是从可用的数据源中生成信息，在驾驶员无法完成的时间内对这些信息进行评估，在驾驶员响应时间有限的情况下以最有效的方式有选择地向驾驶员提供决策建议、信息和数据。PA 的目标是要保证在战场上，系统作为一个整体，总能够给出战术上最有效的决策。PA 不是一组设备，而是一个极为复杂的信息处理系统，其形式表示为复杂的并行或串行数字处理硬件和大量的软件。通常 PA 包括一组相互协调的功能模块。任务管理模块协调各模块之间的相互作用。系统状态管理器监视飞机的状态。态势知晓模块向驾驶员和其他模块提供尽可能及时的和完备的环境信息。任务规划器和战术规划器则分别向驾驶员提供长期和短期的战术计划。所有的模块都能通过驾驶员—平台界面（PVI）向驾驶员传递信息并接收驾驶员的指示。通常这些功能模块本身就是一个专家系统，但也可以是其他类型的智能系统，如神经网络、遗传算法实现等。AH-64D 直升机的试飞结果表明，PA 比人反应更快。预计 PA 将是未来航空电子系统不可缺少的关键技术，有着广阔的应用前景。

（撰写：龚诚　审订：金德琨）

jiashiyuan pingding

驾驶员评定　pilot rating　驾驶员按照规定的驾驶员评定标

准通过飞行试验或地面模拟试验给出飞机飞行品质的具体评定等级。按照飞机的飞行品质好坏和完成任务的难易程度，用数字形式表示“满意的”、“不满意但可以接受的”和“不可接受的”飞行品质。现在普遍采用的是库珀(Cooper G. E.)哈珀(Harper R. P.)评定等级法，它将飞行品质划分为10个等级进行评价。

(撰写：陈增江　修订：赵　杰　审订：张克荣)

jiashiyuan youfa zhendang

驾驶员诱发振荡　pilot induced oscillation　当飞机操纵系统的机械特性和伺服控制特性、动力学特性和飞机机体的动力学特性配合不当时，由于驾驶员操纵而引起的人机闭环系统的持久的或不可控制的强迫振荡。例如，在使用机械操纵系统情况下，飞机纵向运动中(如果短周期模态的相对阻尼比偏低)频率偏高，同时驾驶杆力梯度(即每单位法向过载所需的操纵力)偏小，则驾驶员操纵飞机时就可能出现持久的或不可控制的震荡。目前已知决定飞机纵向驾驶员诱发振荡的因素很多，有短周期模态特性、操纵系统动态特性、人工感觉系统状态、驾驶力梯度和驾驶位移梯度以及操纵系统中的摩擦和空行程等。飞机不仅在纵向，而且在横侧向也有驾驶员诱发振荡的现象。由于驾驶员诱发振荡会影响飞机的精确跟踪和瞄准，在严重的情况下甚至会发生飞行事故，所以在飞机飞行品质规范中规定“不应有驾驶员诱发振荡的趋势”。

(撰写：赵震炎　审订：肖业伦)

jianfeng yixing

尖峰翼型　peaky airfoil　一种适用于高亚声速和跨声速飞行的现代翼型。低速时其压力分布在上翼面前缘部分具有相当高的负压峰值，故名尖峰翼型(见图1)。

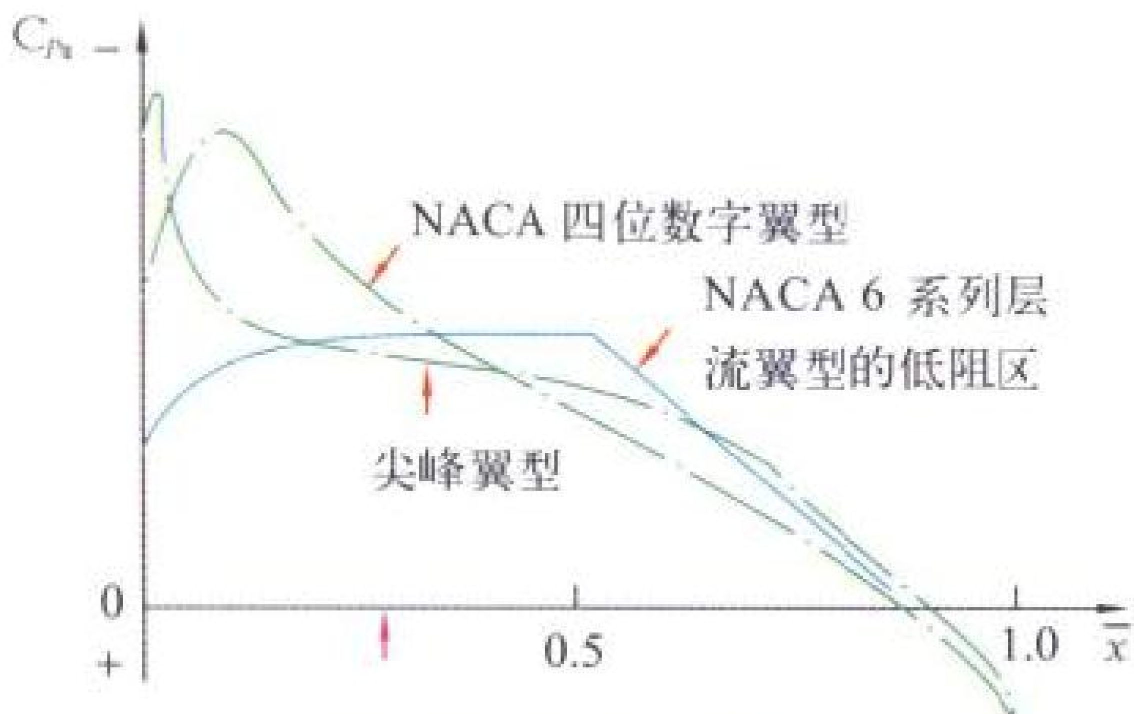


图1 各种翼型上翼面典型压力分布

在20世纪60年代出现了英国人皮尔西(Pearcy)设计的尖峰翼型。在图1中比较了尖峰翼型、NACA 6系列层流翼型和NACA四位数字翼型，在低速、迎角不为零时上翼面的压力分布情况。尖峰翼型在前缘附近的负压峰甚至比NACA四位数字的还高，这就表明，它允许在翼型头部出现局部超声速区；但只要设计得当，它却可使气流经过压缩波接近等熵地减速，避免出现强激波，减小波阻(见图2)。在相同的相对厚度下，阻力发散马赫数将提高0.03～0.05；在非设计状态的气动特性也有改进。20世纪60年代的亚声速运输机，如BAC-111、VC-10和DC-9等都采用了尖峰翼型。

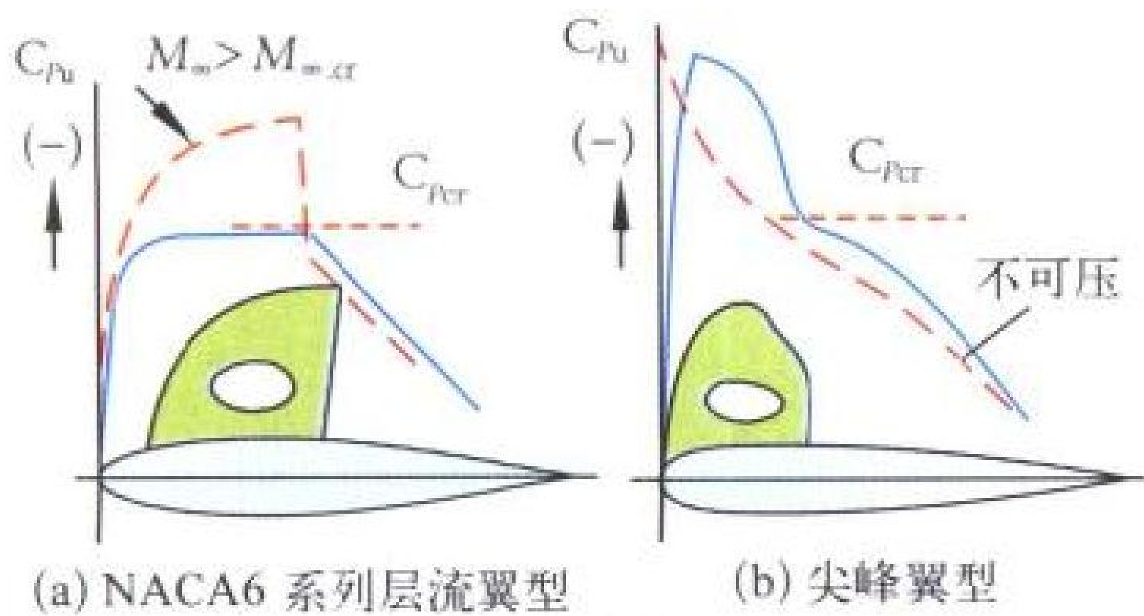


图2 翼型上翼面跨声速流动比较

(撰写：朱一锟　审订：陈晏清)

jianji hongzhaji

歼击轰炸机　fighter-bomber　见战斗机。



中国的“飞豹”歼击轰炸机

jianjiji

歼击机　fighter　见战斗机。



中国的歼8歼击机

jiange biaozhun

间隔标准　separation minimum　在同一区域内飞行的航空器，为减少双方互撞险情相互之间保持应有的距离称为飞行间隔，针对各种不同飞行情况规定相互之间应保持的最小距离。根据航空器在空中的三维位置，间隔标准分为纵向间隔、侧向间隔和垂直间隔三种。纵向间隔为前机与后机的距离也可用时间(即按双机通过同一个给定点的时间差)表示。侧向间隔为左右接近的距离，也可用角位移(度)表示。垂直间隔以高度差米或英尺表示。间隔标准是不可侵犯的最小距离，作为空中交通管制的依据。管制间隔标准分为目视飞行间隔和仪表飞行间隔，仪表飞行间隔又分为程序管制和雷达管制下的间隔标准，它们都不同。程序管制只在某些特定位置点或时间点上的比较，雷达管制能由连续更新的位置去比较，所以雷达管制的间隔标准要小得多，因而雷达管制能提高航路和空域的交通容量。(撰写：周其焕　审订：薛文安)

jianshi leida xitong

监视雷达系统　surveillance radar system　利用电磁波对飞

机、导弹、舰船、车辆等移动目标进行监视的系统。可以通过对目标所反射的电磁波进行分析，来获得有关目标的距离、高度、方位和速度等信息。根据应用目的的不同，可分为超视距监视雷达系统、战区监视雷达系统和战场监视雷达系统。超视距监视雷达系统可以监视敌方洲际导弹、远程巡航导弹、战略轰炸机，为己方赢得几十分钟的预警时间；战区监视雷达系统典型的是装在飞机上，可对半径在几百公里范围内的飞机、水面船只、地面车辆、弹道导弹和巡航导弹进行监视，以获取对整个战区敌我态势的了解，引导我方的攻击力量处于有利的位置上；战场监视雷达可对敌方的直升机、坦克、人员、车辆，以及炮弹的弹道进行监视，以使我方掌握战场的主动权。（撰写：王祖林 审订：钱允敏）

jiance shebei

检测设备 inspection and testing equipment 检查和测试航空装备及其部件功能的设备的统称。用于检查、测定和检验装备及其系统、设备、机件的功能、技术参数、运转（工作）情况，以及诊断故障。航空上应用的这类设备品种和数量繁多，工作原理各异，可分为通用和专用的两类。通常以指针指示、直接数字显示或与仪器上的标准件对比等形式表示检测结果。检测设备的发展方向是综合化、智能化和小型化，以减少这类设备的品种数量和降低航空装备的维修保障费用与时间。（撰写：侯志刚 审订：王立群）

J

jianxieqi

检屑器 chip detector 又称屑末探测器。检测和收集滑油中金属屑末的装置。用作早期探测和判断滑油浸润零件的磨损状况，以便维护。常用磁性检屑器，主要结构是将一个带自封活门的永久磁棒置于滑油回油路中铁磁性颗粒最可能沉积的部位。根据需要，其结构可以是拆卸目视检查的，也可以是远距的指示器：当探测器上集聚了一定数量的金属微粒时，接通了电路，驾驶舱仪表盘上的指示灯亮。磁性检屑器只能收集铁磁性屑末。对于能收集滑油中任何种类屑末的信号器，其常用结构的原理是：在滑油回油路中的适当部位设置一个带微动电门的小滤网，当收集到一定数量屑末时，在滤网上、下游便产生一定的压力差，从而推动滤网移动，使电路闭合，指示灯亮。（撰写：林基恕 审订：陈 光）

jianyan shiche

检验试车 check test 发动机经工厂试车、分解检查、排除工厂试车所发现的故障并重新装配后所进行的试车。试车目的是检查装配质量，检查规定的性能参数和补充调整发动机。检验试车按工厂试车工艺规程进行磨合运转和调整发动机及附件。试车后若发动机各项参数在技术条件的规定范围内，没有任何故障，则将调整元件打上铅封，准备向订货方交付。（撰写：叶培梁 审订：刘大响）

jianbaiqi

减摆器 shimmy damper 装在前起落架上用以抑制机轮摆振的阻尼器。在有定向装置的前轮上普遍装有这种阻尼器。（撰写：杨国柱 审订：赵秀丽）

jianshengban

减升板 lift dumper 见扰流片。

jiansuban

减速板 air brake, speed brake 又称阻力板。飞机上在飞行中或着陆时可以迅速打开，以增加阻力，减低飞行或滑跑速度的可控板状操纵面。在装有减速板的飞机上，通常有2～4块减速板对称布置在机身或机翼上。减速板在闭合位置上紧贴在飞机机体上，其外表面就是飞机流线外形的一部分。需要时由液压作动筒驱使减速板迅速开启一定的角度，增加飞机的迎风面积并破坏飞机的流线外形，因而大大增加飞行阻力，使飞机骤然减速。飞行速度越大，减速板的增阻效果越好。很多减速板还做成复杂的手指形状并故意开一些孔，以减轻抖振并提高增阻效果。战斗机在空战中经常要进行机动转弯，在高速下转弯半径很大，对空战不利。如果飞机的减速性能好，能在最短的时间内减低飞行速度并在较小的速度下转弯，就能够有效地摆脱对手飞机的攻击并使自己占据有利位置，因此战斗机上普遍装有减速板。



苏-27飞机打开的减速板

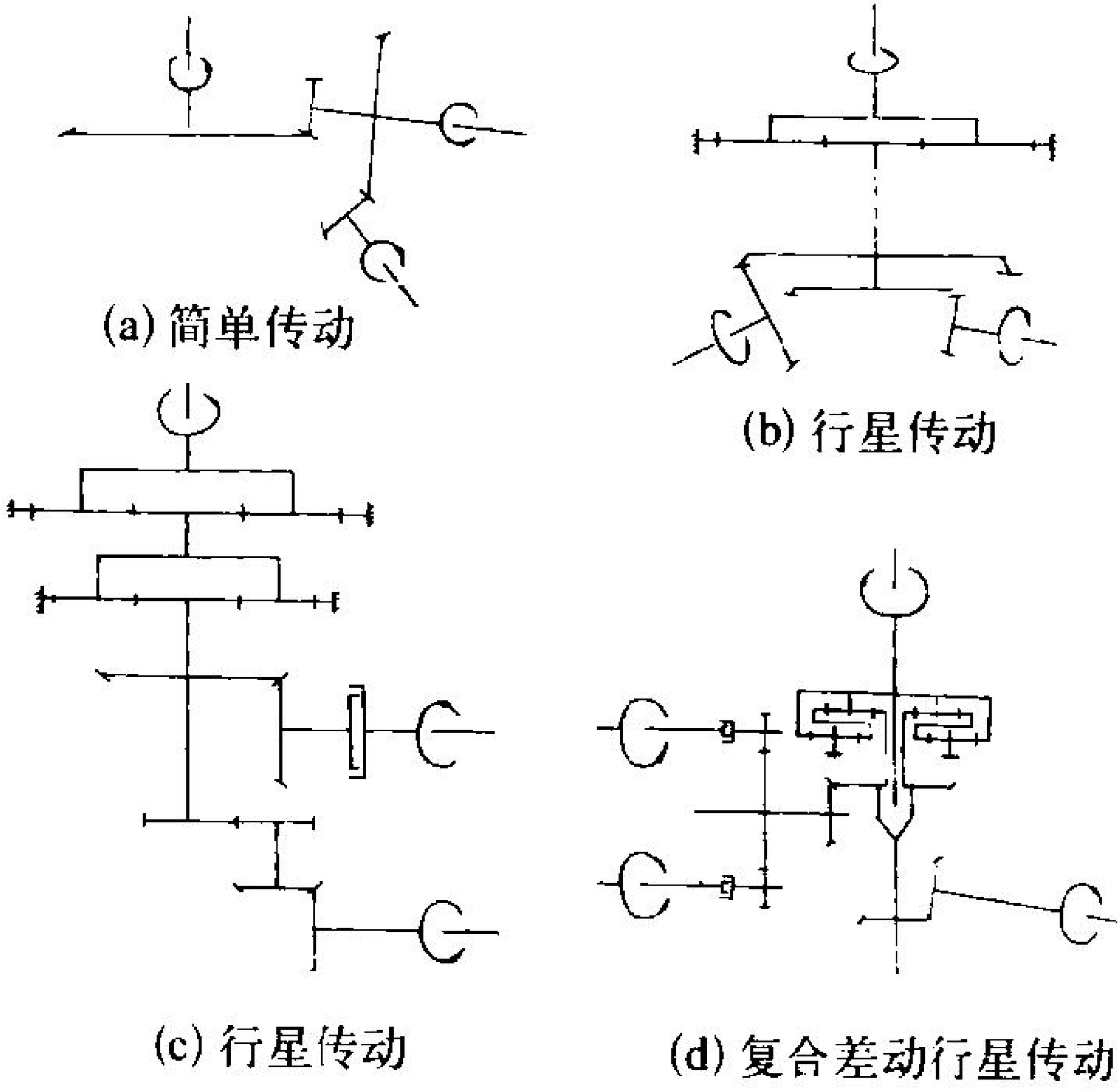
（撰写：郑锦榕 修订：赵秀丽 审订：任源博）

jiansubi

减速比 speed reduction ratio 减速器输出轴转速与输入轴转速之比。根据用途不同减速比可从0.01左右到1.0左右。减速比较大时可采用简单传动，减速比较小时可采用复合差动行星传动。（撰写：方昌德 审订：陈 光）

jiansuqi

减速器 reduction gearbox 使发动机输出轴转速降低到航空器推进器或附件所需转速和转向的齿轮装置。推进器可以是飞机的螺旋桨或直升机的旋翼。在有些高涵道比涡轮风扇发动机上，动力涡轮也通过减速器来传动风扇，这种涡轮风



主减速器的各种传动形式

扇发动机称为齿轮传动涡轮风扇发动机。

按减速器设在发动机体内还是体外可分为体内减速器和体外减速器。涡轮螺旋桨发动机中均为体内减速器。体外减速器用于直升机中，又称主减速器，是直升机主传动系统中设在发动机外的齿轮传动装置。涡轮螺旋桨发动机的体内减速器的减速比较大，一般为0.05～0.10，传动形式多为1级或2级简单传动加行星传动的复合传动或封闭差动行星式传动。主减速器的减速比很小，有的可达0.01或更小。主减速器的传动形式有多级简单传动、行星传动和复合差动行星传动等（见图）。一般主减速器包括换向级，以适应发动机轴轴线与旋翼轴轴线之间的夹角，换向级一般采用锥齿轮。采用多台发动机作动力的主减速器一般都有并车级，并车级多采用圆柱齿轮。主减速器中还需有超越离合器，当发动机停车后，能使旋翼与发动机分开。

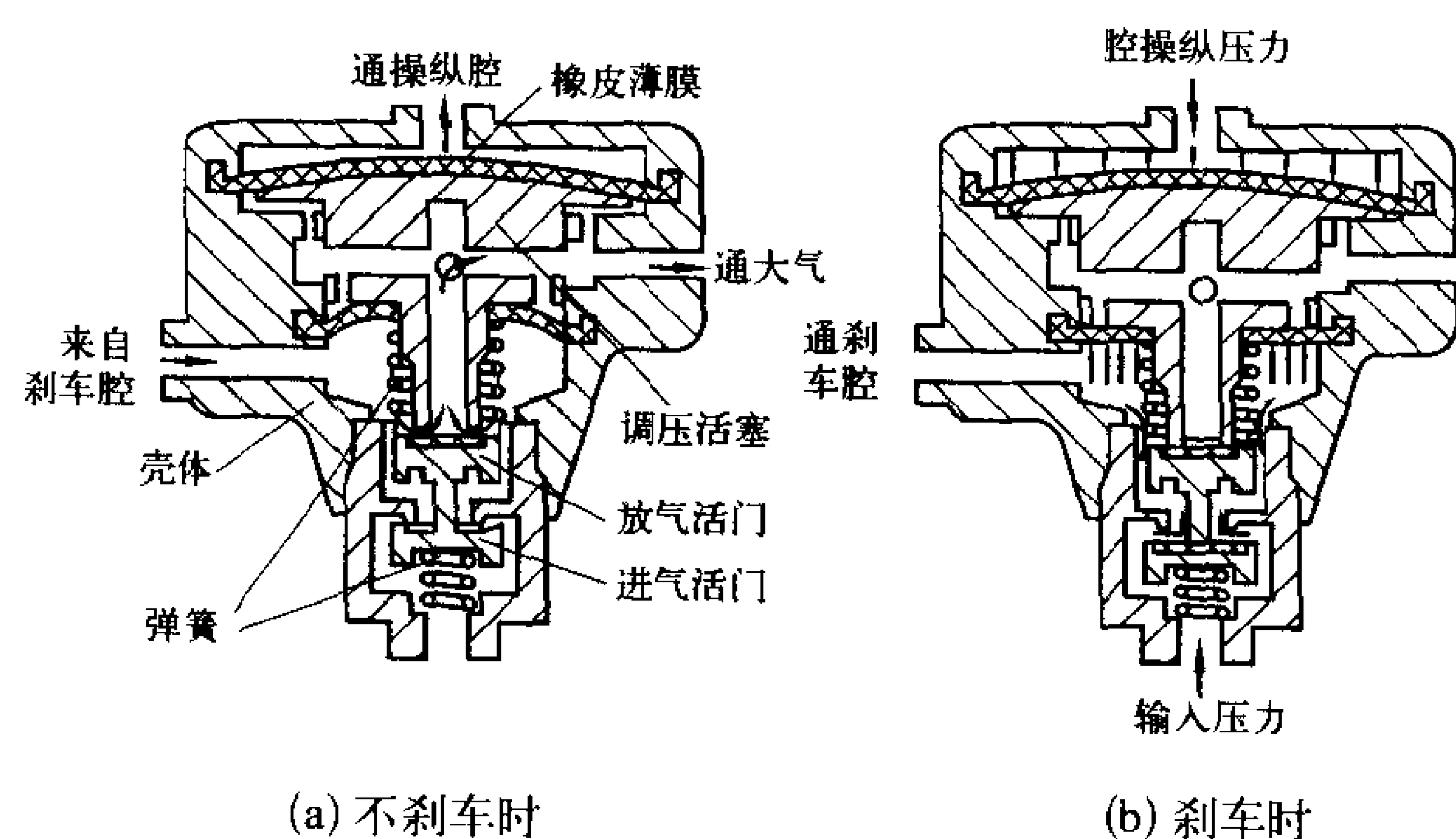
（撰写：章永锋　修订：方昌德　审订：陈　光）

jiansu zhadan

减速炸弹　retarded bomb　见兵器卷减速航空炸弹。

jianya jiasuqi

减压加速器　decompression accelerator　输入压力恒定，输出压力随操纵压力的变化而呈线性变化，并能加快刹车动作的刹车控制阀。以气压减压加速器为例，不刹车时，刹车腔与大气相通；刹车时，在操纵压力作用下，膜片下移，输入压力进入刹车腔；刹车腔的压力大到足以克服操纵压力的



减压加速器原理图

作用下，推动调压活塞上移，关闭放气活门，保持刹车腔内的压力。由于输入压力作用的调压活塞面积小于操纵压力作用的橡皮薄膜的面积，故有一个力的放大作用，加上进气、放气通道截面积要比一般滑阀式刹车控制阀大，所以进气、放气迅速。采用减压加速器有利于提高系统动作的快速性，增加飞机滑跑时的安全可靠性。

（撰写：胡枫梧　审订：杨燕生）

jianzhen

减振　vibration reduction, vibration damping　通过消耗振动能量来减弱系统振动响应的一种技术。具有单纯减振作用的，如固体摩擦减振器、流体阻尼减振器、电磁阻尼器、冲击减振器等，例如，常见的飞机仪表之减振垫和活塞发动机架上的减振器。同时具有减振隔振和减振吸振作用的，如减振隔振器（或称阻尼隔振器）和减振吸振器（或称阻尼吸振器）。此外，随着阻尼材料的发展和应用，越来越多地采用具有较大结构阻尼的粘弹性材料粘贴在振动结构上，形成大阻尼复合结构来达到减振目的。

（撰写：黄文超　审订：张躬行）

jianzhenqi

减震器　shock absorber, oleo strut　又称减震支柱或缓冲器。安装在飞机起落架上，用于吸收着陆撞击和滑行颠簸能量的装置。飞机在着陆瞬间或在不平的跑道上高速滑跑时，与地面发生剧烈的撞击。此时，除起落架的充气轮胎能起到一小部分缓冲作用外，大部分撞击能量要靠减震器来吸收。现代飞机上应用最广泛的是油液空气减震器。当减震器受撞击压缩时，空气的作用相当于弹簧，储存能量，而油液则以极高的速度穿过小孔，吸收大量的撞击能量，并把它们转变为热能。减震器的作用是使在飞机撞击后能很快平稳下来，不致颠簸不止。

（撰写：杨国柱　审订：赵秀丽）

jianqie moliang

剪切模量　modulus of shear　见综合卷。

jiandan jinyi

简单襟翼　plain flap　见增升装置，图1(a)。

jiandan qixiang feixing

简单气象飞行　visual meteorological condition (VMC) flight　飞行员在目视地标或发光点的气象条件下的飞行。简单气象飞行包括昼间和夜间简单气象飞行。昼间简单气象飞行可以根据天地线、地标来判断飞机方位和驾驶姿态，这种飞行操纵直观、容易。由于驾驶员可以直接根据外景来判断飞机在空间的飞行状态，所以各种特技都在昼间简单气象条件下飞行。大部分编队都在简单气象和云上飞行。简单气象条件的具体规定各国不同。中国空军规定：云量七成以下的飞行或云量七成以上的云下飞行，能见度大于4 km（夜间大于5 km）条件下的飞行为简单气象飞行。

（撰写：蒋德秋　审订：李志强）

jiankang zhenduan yu shiyong jiankong xitong

健康诊断与使用监控系统　health and usage monitoring system (HUMS)　直升机上专用的数据实时采集、处理、监控和记录存储机载电子设备。它配有特定的传感器，用以监控直升机的运动系统部件是否良好及其使用状况。在飞行过程中，它能够自动执行对直升机的动力齿轮系、发动机和传送的超限次数、功率保证的实时检查及使用过程的记录。它能够鉴定齿轮箱的异常、传动轴和旋翼的平衡、动力齿轮系轴承的磨损情况，同时驾驶员可以根据所确定的飞行状况，控制对诊断监控的分析检查结果的采集和记录。利用这些检查结果，可更全面、详细地掌握直升机可维护部件的良好状况和使用状况，以减少直升机的诊断维护活动，提高零部件的使用寿命，发现早期故障，以便做出最佳维护响应，达到降低维护成本，确保直升机的安全和状况良好的目的。这种系统现已普遍应用在各种先进的军民用直升机上。

（撰写：伍奇贤　审订：蒋有达）

jianmian qijiangchang

舰面起降场　flight deck　又称飞行甲板。航空母舰上供舰载飞机（或直升机）起飞、降落和停放的上层甲板。通常划分为起飞区、降落区和停放区。起飞区在甲板的前部，起飞跑

道与船体中心线平行，设有帮助舰载机迅速起飞的飞机弹射器。现代弹射器采用蒸汽作为动力，能使飞机在很短距离内加速到起飞速度。大型航空母舰上一般有 2 ~ 4 套弹射器；有 4 套时能在 15 ~ 20 s 内弹射一架飞机。降落区多为斜角甲板，着陆跑道与船体中心线有 10° 的夹角，可使起飞与着陆同时进行。它设有飞机拦阻装置或直升机着舰装置，保证舰载机安全降落。拦阻装置由不多于 6 根的钢索和同钢索两端相连的两个能量吸收器组成。着陆飞机放下尾部的着陆钩，钩住其中一根钢索时就能被拦阻，速度顿减，最后停止滑跑。飞行甲板上还设有将舰载机可靠地固定在所驻位置的防滑动与倾翻的拴机装置，和连通机库的舰载机升降口，供舰载机在飞行甲板与机库之间升降。有的舰上起降甲板端部设有斜甲板，有利于飞机短距起飞。



航空母舰起降场

（撰写：王立群　审订：陈志伟）

jianzai feiji

舰载飞机　carrier aircraft　以航空母舰或舰船为起降基地的飞机的统称。军用可分为舰载战斗机、舰载攻击机、舰载反潜机、舰载侦察机、预警机、舰载电子对抗机等。它们的主要任务是为舰队护航、夺取海上或海岸制空权、制海权，攻击敌方舰队和陆上目标、支援登陆和抗登陆作战等。民用可作鱼群探测、海上巡逻、救护等。



美国的 F-14 “雄猫”舰载战斗机

（撰写：卢成文　修订：赵群力　审订：顾诵芬）

jianzai zhishengji

舰载直升机　shipborne helicopter, ship-based helicopter　以航空母舰或其他舰船为起降和停放基地的直升机。能在舰船的起降平台（甲板）上起落并能在舰船面或专用机库内停放。为了使舰载直升机能在舰船面纵向与横向严重摇晃的情况下停放和起降，因此起落架必须能吸收这种情况下的撞击能量并能稳定起降。为了起降的安全可靠，往往装有专门的助降设备（如“鱼叉系统”，“拉降系统”），有时旋翼能够提供负升力。为了减少停放空间，旋翼甚至尾梁一般可以折叠。

军用舰载直升机可用于执行反潜、攻舰、两栖作战、侦察巡逻、空中预警、布雷扫雷、垂直补给、中继制导、搜索与救援等多种任务，已装备于舰空母舰、驱逐舰、护卫舰等大、中型军舰。

（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

jianding shifei

鉴定试飞　evaluation flight test　又称设计定型试飞。为获取经调整试飞后已处于定型状态的新研制飞机、发动机及机载设备等性能数据，并全面鉴定其是否达到战术技术指标和使用要求而进行的试飞。其目的在于为型号飞机定型投产提供试飞依据。鉴定试飞应按主管部门批准的试飞大纲进行。主要内容为：全面鉴定飞机、发动机及机载设备等性能参数是否满足战术技术指标和使用要求；评定飞机系统、动力装置、机载设备的匹配性、适应性、可靠性和可维修性；确定与型号飞机配套的地面辅助设施、随机设备和工具、随机备件和资料的适用性。

国外这类试飞通常在国家集中力量建设的飞行试验研究基地进行，以基地为主，研制单位、使用部门共同参加，按政府有关主管部门批准的法规和程序实施。为缩短试飞周期，除了不断革新、完善组织管理、积极改进试飞测试手段、采用新的先进的试飞技术外，一般都采取投入几架至十几架原型机参加试飞来加快试飞步伐。由于调整试飞一般只飞到飞行包线的 80% 左右，因此进入鉴定试飞后还可能进一步暴露出调整试飞中未发现的缺陷，尚需作进一步的调整试飞。　（撰写：陈启顺　修订：沙长安　审订：张克荣）

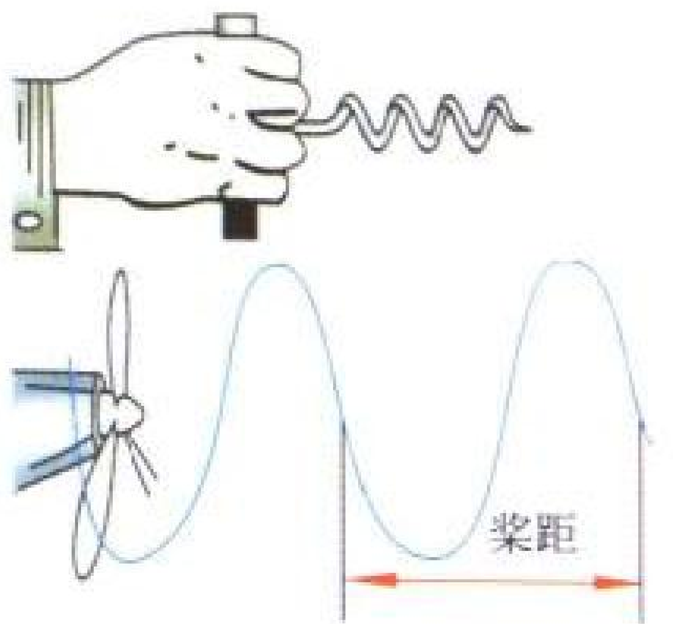
jiangjian

桨尖　blade tip　旋翼（升力螺旋桨）桨叶的尖部。桨尖的形状对旋翼的性能有重要影响，在设计时要慎重确定。参见旋翼。

（撰写：温清澄　审订：杨惠琴）

jiangju

桨距　propeller pitch　螺旋桨旋转一周，以桨叶安装角为导引向前推进的距离。螺旋桨在空气中旋转如同螺栓在螺母中旋转一样（见图），桨距相当于螺距，即螺旋桨旋转一周沿轴线方向前进的距离。桨叶安装角越大桨距也越大。



螺旋桨桨距示意图

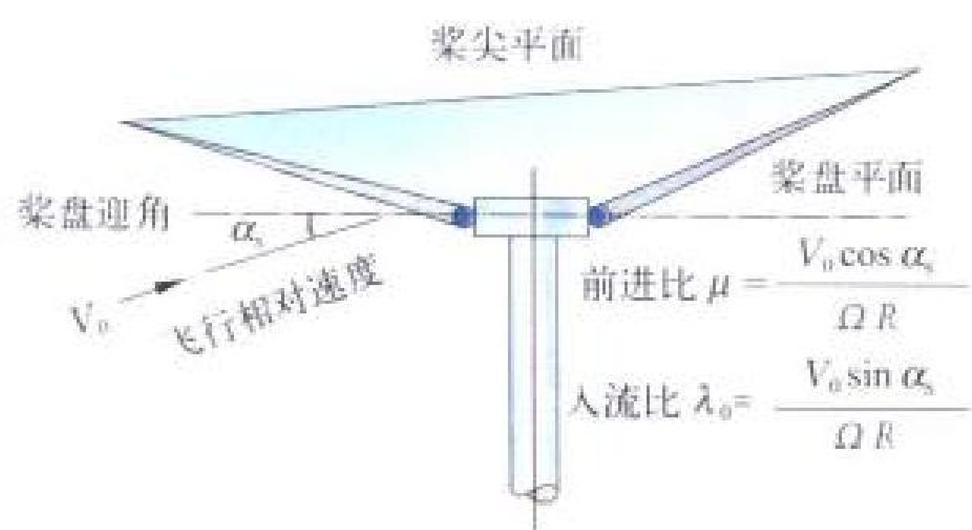
（撰写：陈大光　审订：陈　光）

jiangpan mianji

桨盘面积　rotor (tail) disk area, disk area　旋翼（或尾桨）旋转时，桨叶桨尖形成的圆的面积，其值为 πR^2（R 为桨毂中心至桨叶桨尖的半径）。　（撰写：温清澄　审订：杨惠琴）

jiangpan yingjiao

桨盘迎角　disk angle of attack　又称旋翼迎角。流向旋翼的相对气流与旋翼构造旋转平面间的夹角，用 α_s 表示。相对气流自旋翼斜下方吹来时 α_s 为正。旋翼构造旋转平面即桨盘平面。桨盘迎角是计算旋翼前进比和入流比的基准角度。

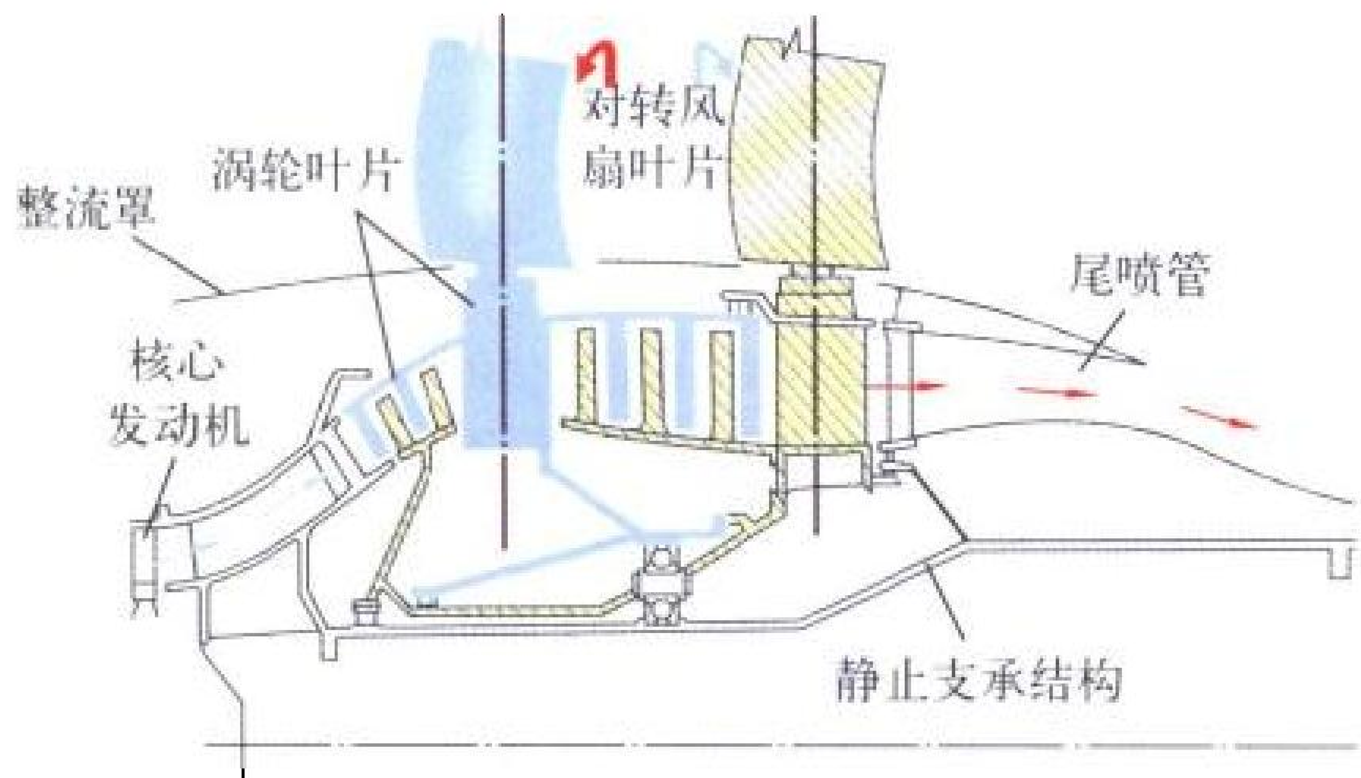


桨盘迎角示意图

（撰写：高 正 审订：王适存）

jiangshan fadongji

桨扇发动机 propfan engine, unducted fan engine 又称无涵道风扇发动机。燃气通过动力涡轮输出轴功率传动桨扇的燃气涡轮发动机。它既可看作带先进高速螺旋桨的涡轮螺旋桨发动机，又可看作除去外涵道的超高涵道比涡轮风扇发动机，结合了涡轮螺旋桨发动机耗油率低和涡轮风扇发动机飞行速度高的优点，其有效涵道比为 25 ～ 60 。先进高速螺旋桨是这种发动机的特有关键部件，它带有多个宽弦、薄叶型的后掠桨叶，能在较高的飞行速度下保持较高的效率。螺旋桨可以是单排的或双排的。双排螺旋桨往往采用对转设计，后排螺旋桨可以校直前排螺旋桨出口的旋流，从而提高效率。传动方式分为通过减速器传动和直接传动。图示为一种典型的涡轮直接传动的双排对转方案，两排螺旋桨各由对转的 6 级涡轮直接带动。



双排对转驱动方案

桨扇发动机的概念研究始于 20 世纪 70 年代，80 年代后半期已完成地面和飞行验证试验，基本达到预期目标。验证的地面起飞耗油率为 0.24 kg/(daN · h)。这种发动机可用作最大速度为 $M=0.80\sim0.85$ 的运输机和巡航导弹的动力。由于航空公司的综合经济因素和公众接受心理等原因，桨扇发动机尚未被广泛采用，唯一投入生产的桨扇发动机是用于安-70 运输机的 D-27 发动机。

（撰写：方昌德 审订：陈 光）

jiangshan feiji

桨扇飞机 propfan aircraft 采用桨扇发动机为动力的飞机。桨扇飞机性能优于螺旋桨飞机，耗油率低于涡扇飞机，是 20 世纪 70 年代开始发展的一种新机型。

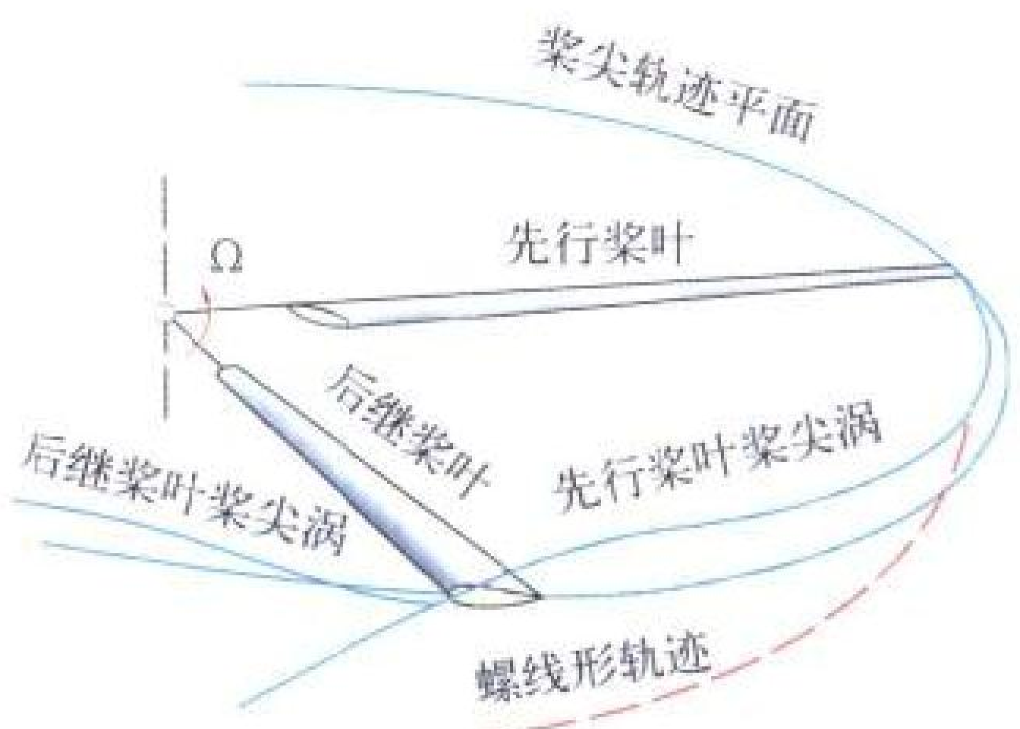


乌克兰的安-70 桨扇飞机

（撰写：赵群力 审订：任源博）

jiangwo ganrao

桨涡干扰 blade-vortex interaction (BVI) 旋翼的一个桨叶与另一桨叶的尾涡相遇时发生的空气动力突变。旋翼运转时，不论在悬停还是在前飞状态，先行桨叶 (preceding blade) 在气流中所拖出的自由涡，特别是桨尖涡，跟后继桨叶相撞或擦过时，由于桨叶与涡的相互作用，导致后继桨叶 (following blade) 上气动载荷出现局部急剧变化。这种干扰可引起旋翼桨叶强烈振动并产生拍击噪声。



桨尖涡干扰示意图

（撰写：高 正 审订：王适存）

jiangye anzhuangjiao

桨叶安装角 propeller blade angle 螺旋桨桨叶弦线与螺旋桨旋转平面间的夹角。安装角自桨毂至桨尖逐渐减小。

（撰写：陈大光 审订：陈 光）

jiangye baizhen yundong

桨叶摆振运动 blade lag motion, lead-lag 桨叶在旋转中绕摆振铰在旋转平面内的前后摆动。激振力矩来自变化的旋转气动阻力及桨叶挥舞运动引起的科氏力；恢复力矩是桨叶离心力对摆振铰的力矩。桨叶摆振运动对直升机的飞行性能影响甚微，但对直升机的动力学稳定性影响很大，如地面共振、空中共振、气动弹性稳定性等问题。通常在摆振铰处要加装摆振阻尼器，以限制这种运动并调整动力学稳定性参数。（撰写：高 正 审订：王适存）

jiangye fangweijiao

桨叶方位角 blade azimuth angle 旋翼桨叶在旋转平面上瞬时位置所处的角度。常用 ψ 表示。规定桨叶处于前飞的正后方时方位角为 0°（或 360°），顺旋转方向增大，在正前方为 180°。直升机前飞中，旋翼桨叶的方位角连续变化，而且在不同方位角处桨叶的相对气流、挥舞角度(参见桨叶挥舞运动)和空气动力各不相同。

（撰写：高 正 审订：王适存）

jiangye huiwu yundong

桨叶挥舞运动 blade flapping 旋翼桨叶在旋转中偏离构造旋转平面的上下运动。对于构造旋转平面的偏离角度称为挥舞角，用 β 表示，桨叶向上抬起为正。铰接式旋翼的桨叶绕挥舞铰作挥舞运动；无铰式旋翼的挥舞运动则是桨叶的弹性弯曲振动。悬停时在无周期变距操纵的情况下，桨叶呈均

匀挥舞；前飞时或在有周期变距操纵(参见桨叶周期变距)的情况下，桨叶随方位角呈周期挥舞。桨叶的周期挥舞运动对直升机的飞行和旋翼空气动力学特性有重大作用。前飞时由于桨叶相对气流速度的不对称而引起的周期挥舞，称为吹风挥舞(或自然挥舞)。上下挥舞的相对气流速度改变着桨叶剖面迎角，自动补偿因前进相对气流速度变化所引起的升力变化，使桨叶升力对挥舞铰的力矩在旋转中保持不变，整个旋翼不致产生倾翻力矩。周期变距操纵引起的桨叶周期挥舞称为操纵挥舞(或人工挥舞)。这种挥舞运动使旋翼锥(参见旋翼锥体)按操纵的方向倾斜，从而控制旋翼空气动力合力的方向，实现直升机所要求的操纵。此外，直升机俯仰或滚转角速度引起的旋翼桨叶挥舞称为随动挥舞。随动挥舞带来的好处是提供俯仰或滚转阻尼；不良影响是造成受扰运动的交叉耦合。 (撰写：高 正 审订：王适存)

jiangye zhouqi bianju

桨叶周期变距 blade cyclic pitching 由于驾驶员的操纵，旋翼桨叶在旋转中连续地改变桨距的周期运动。桨叶桨距的变化周期与旋转周期相同。周期变距引起桨叶的操纵挥舞(人工挥舞)，使旋翼锥体倾斜，借以控制旋翼气动合力的方向，实现对直升机的配平和操纵。

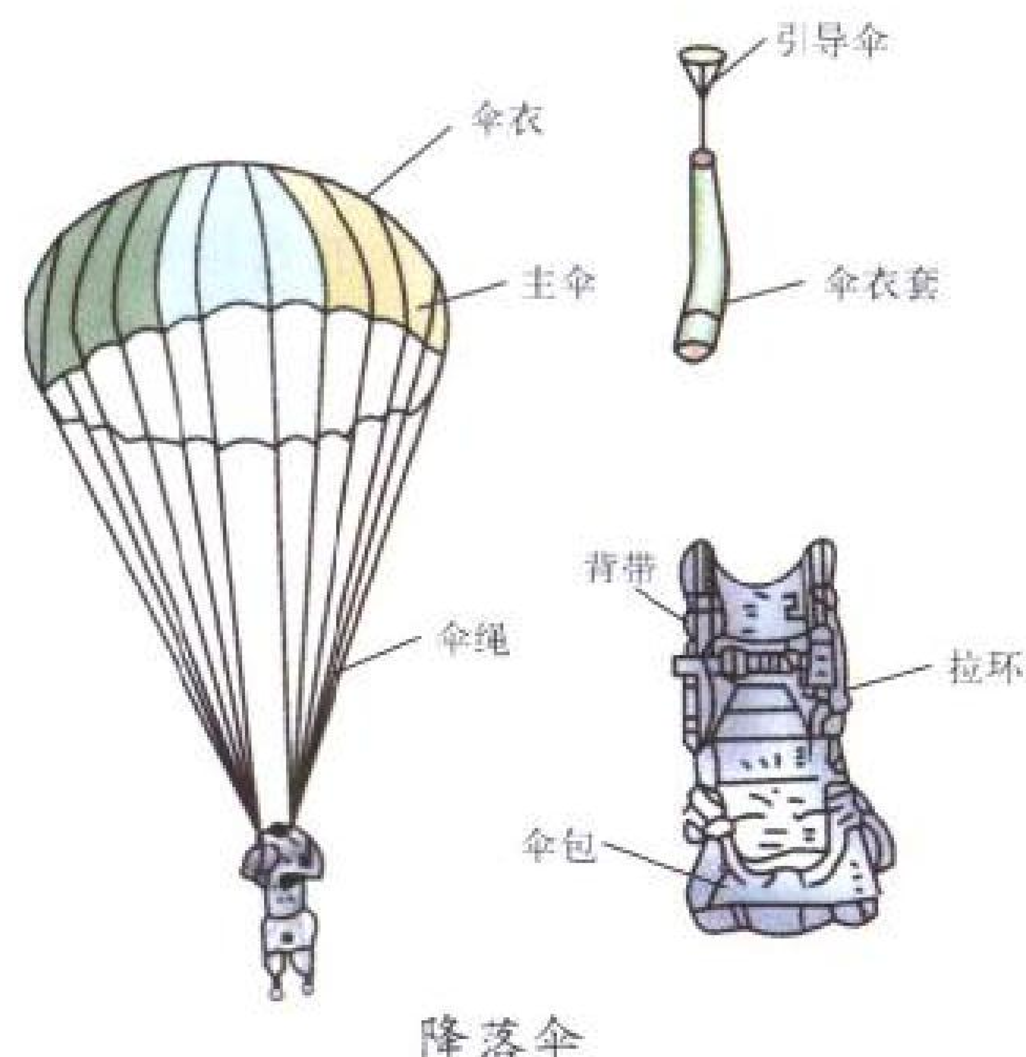
(撰写：高 正 审订：王适存)

J

jiangluosan

降落伞 parachute 用柔性织物制成，并在空气中运动充气展开以增大运动阻力，使人或物减低速度、稳定姿态的一种展开式气动减速器。用于跳伞运动、航空航天救生、空降空投、飞行器的减速和回收等。组成：降落伞通常由引导伞、伞衣套、主伞、伞包和背带(捆带)等组成，又称降落伞系统。引导伞是由伞衣、伞绳组成，小而轻，用来将主伞拉出拉直，使主伞充气张开。伞衣套是一个筒形套，套在主伞外面，使主伞按程序张开，保护伞衣不被吹乱和损伤。主伞是降落伞主体，由伞衣幅、加强带和含绳组成。伞衣张开后即可增大阻力面，达到减速和稳定姿态的目的。伞包是包装折叠好的降落伞的容器，有能封闭和打开的封包和开包装置。背带(捆带)由高强力带和金属钩、环、锁等组成，可捆可卸，用于捆绑在人体或物体上，与主伞相连接。分类：按伞衣结构特性分为：(1)密实织物伞：由密实织物制成，如平面圆形伞、锥形伞、底边延伸伞、导向面伞、环形伞、十字形伞等。(2)带条伞：由同心圆带条组成，如窄带条伞、环缝伞、盘—缝—带伞、环帆伞、波环伞等。(3)旋转伞：在气流作用下推动伞衣旋转，可增大阻力系数及稳定性，减小开伞动载，如旋叶式伞、涡环式伞、S形伞等。(4)滑翔伞：有水平滑翔性能。升阻比小于1的为低级滑翔伞，如开T形或U形孔的平面圆形伞。升阻比1到2的为中级滑翔伞，如帆式伞。升阻比大于2的为高级滑翔伞，如龙骨式翼伞、帆式翼伞、冲压式翼伞等。按用途分为人用伞和物用伞两大类。人用伞又有：(1)救生伞：飞机失事时拯救飞行人员生命的救生装备。(2)伞兵伞：为空降兵从飞行器上伞降时的下降着陆工具。(3)运动伞：跳伞运动员进行比赛、训练或表演用伞。(4)训练伞：飞行人员、空降兵、运动员或其他人员为准备正式跳伞前，进行训练用的降落伞。当训练跳伞或运动跳伞时，为主伞失效准备的另一具降落伞称为备份伞，也称副伞。物用伞有：(1)投物伞：用于空投物资的装备。(2)航降伞：用于空投水雷、鱼雷、炸弹、照明弹等航空弹，使弹道稳定，增加留空时间，降低着陆速度或保证落弹角度等。(3)阻力伞：用于缩短飞机着陆滑跑距离。(4)反尾旋伞：试飞时为防止飞机进入尾旋后不能自行退出时，释放反尾旋伞帮助其退出尾旋。(5)稳定减速伞：用于稳定运动物体姿态和减低速度，如弹射座椅弹离座舱后，用它稳定座椅运动姿态及减低速度，保证主伞张开，人、椅分离。(6)伞靶伞：为地面、空中和导弹发射训练提供空中雷达反射和热源的一种靶标。当角反射器和照明炬乘伞靶下降时，雷达或导弹进行跟踪或发射训练或校靶。(7)回收伞：用于卫星、飞船返回舱、探空火箭舱、无人驾驶飞机、靶体、试验导弹及助推火箭的回收，以及空间探测器在星球表面软着陆等。

(撰写：邓 笙 审订：袁修干)



降落伞

jiangluosan feixing shiyan

降落伞飞行试验 parachute flight test 研究和鉴定降落伞综合性能的飞行试验。主要研究降落伞的开伞程序、开伞速度、开伞动载、稳定下降速度和稳定性等。一般有飞机空投试验、飞机拖曳试验和真人试验等方法。飞机空投试验是目前最广泛采用的一种试验方法，根据受试降落伞的结构、重量、试验速度和高度等选择适当的机种进行。对试验速度要求较低的降落伞常在运输机上进行；对试验速度要求较高的则常在轰炸机、强击机和歼击机上进行。飞机拖曳试验是将受试降落伞拖挂在试验机的后部，靠飞行速度将降落伞打开以试验其性能。这种试验关系到飞机的飞行安全，对受试降落伞的面积、重量、体积和开伞动载等均有限制。真人试验是试验员从运输机上跳伞对人用伞进行全面鉴定。为了确保安全，试验员需带备份降落伞。降落伞飞行试验在专门的试验场上空进行，用遥测和光测设备测量有关性能参数，并常用伴飞飞机进行观察和摄影。

(撰写：丘 平 修订：闵武民 审订：张克荣)

jiangluosan fengdong shiyan

降落伞风洞试验 parachute wind tunnel test 利用风洞对降落伞进行的试验。主要包括降落伞和物伞系统的气动特性及相互干扰的试验；伞衣织物透气量、伞衣内外压力分布及伞衣结构形式和参数对伞衣气动影响的试验。因受风洞尺寸限制大多数只能采用模型试件。因织物的柔性和透气量无法按比例缩小，模型伞的充满形状很难与全尺寸伞相似，故风洞试验结果需作复杂的修正。到目前为止，还没有制定出降落伞风洞试验的相似准则。

(撰写：吴剑萍 审订：袁修干)

jiangluosan kongqi donglixue

降落伞空气动力学 parachute aerodynamics 研究降落伞在空气中运动时空气与伞相互作用的学科。它是随降落伞的发展而发展起来的空气动力学的组成部分。降落伞通常处于前体尾流中工作，在开伞过程中伞衣周围流场为非定常流，伞衣形状、附加质量、压力分布及运动速度都发生明显变化。降落伞空气动力学主要研究：(1) 尾流对伞衣气动力的影响。目前采用尾流修正系数对伞衣气动力进行修正。(2) 求解附加质量大小及其对开伞力和稳定性的影响。用位流理论计算，工程上采用理论计算和试验修正的半经验方法。(3) 伞衣透气量、伞衣外形与压力分布的关系。采用先假设伞衣形状，后求解压力分布，或先假设压力分布规律，后求解伞衣形状等方法。(4) 伞衣充气理论：① 连续方程原理。流入伞衣空气体积大于流出伞衣空气体积，空气在伞衣内的累积过程即为伞衣充气过程。② 动量方程原理。伞衣展开主要原因是径向压力分布产生的径向力。③ 用二维组合平板模拟伞，用平板上涡片计算不稳定压力分布及用零力矩准则计算伞衣充气过程。目前用空气动力学、结构力学和动力学等原理综合处理降落伞充气过程中出现的问题，尚未得到圆满的解决。在工程上采用充气时间法和充气距离法。(5) 风洞试验技术。目前尚未解决降落伞的风洞试验相似准则，只能将缩小模型伞的风洞试验数据作为定性数据使用。降落伞空气动力学正处在形成与发展阶段，需要进一步深入研究，使其不断完善，成为一门完整的学科——降落伞空气动力学。

（撰写：吴剑萍　王中文　审订：袁修干）

jiangluosan shiyan

降落伞试验 parachute test 为研究或验证降落伞特征、性能、工作可靠性等，在一定的模拟工作条件及环境条件下进行的各种试验，分自由飞行试验、系留或拖曳试验及实验室试验3大类。自由飞行试验又分：(1) 空投试验：从飞机或其他飞行器上空投进行试验；(2) 动力发射试验：从飞机、气球或火箭滑车上发射进行试验；(3) 炮射试验；(4) 旋转伞塔试验。拖曳或系留试验是将受试伞固定（系留）在试验装置上，



图1 动力发射试验

靠装置在介质中拖曳运动进行的试验。可分为：(1) 飞机拖曳试验：将飞机作系留和拖曳装置，适用于飞机后部工作的降落伞；(2) 火箭拖曳试验：将火箭滑车作系留和拖曳装置，在

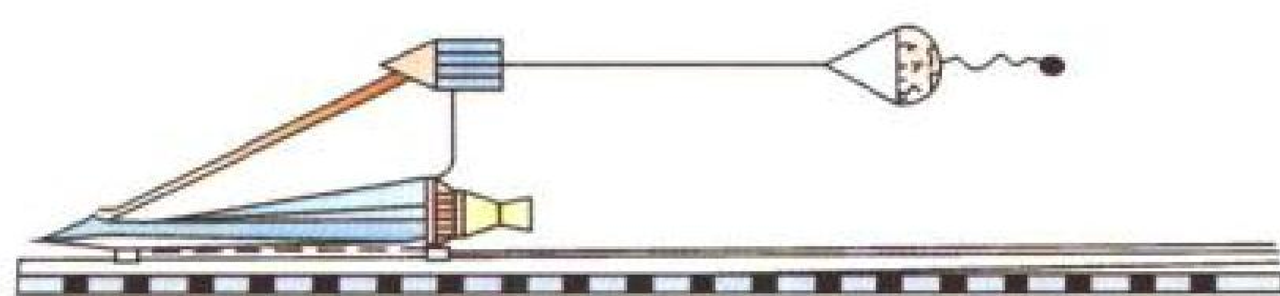


图2 火箭滑车拖曳试验

火箭滑车试验滑轨上进行试验；(3) 卡车拖曳试验：将卡车作系留和拖曳装置，只能作低速试验；(4) 水中拖曳试验（又称水槽试验）：被试伞以一定速度在静止水中进行拖曳运动；(5) 风洞试验：将被试伞固定在风洞中造成气流环境进行试验。实验室试验有：对降落伞部件进行的各种功能性试验，如背带或伞衣的静力和冲击模拟试验、着陆模拟试验、拉伞模拟试验及伞系统各控制机构的功能试验等。

（撰写：黄洪福　审订：袁修干）

jiaofu shiche

交付试车 delivery test 又称接交试车或提交试车。发动机经检验试车合格后，最终由订货方代表根据交付试车规程全面地检查发动机的加力状态、最大状态、额定状态、0.8额定状态、慢车状态和过渡状态等各项参数的试车。停车后检视发动机，进行外观检查并仔细检查油滤，如一切符合技术要求规定，由检验方和订货方作出交付试车合格的结论，最后将发动机油封送往发货库房。

（撰写：叶培梁　审订：刘大响）

jiaoliu diandongji

交流电动机 alternating current motor 使用交流电工作的电动机。主要原理是依靠交流电绕组通过交流电产生旋转磁场而工作。一般分为同步、异步和交流换向器电动机等3大类。也可按三相、两相、单相等分类。除换向器式外，一般比直流电动机简单，可靠，噪声小，易维修，寿命长。但起动性能与调速性能差。(1) 同步电动机：转子以同步速度旋转的交流电动机。定子铁心上有单相、两相或多相绕组，转子有电磁式、永磁式、磁滞式和磁阻式4种。电磁式转子有励磁绕组，在航空上不便应用。永磁转子由永磁体产生磁场，与定子边产生的旋转磁场相互作用，产生转矩而旋转。磁阻式转子利用交直轴磁阻不同，产生凸极效应转矩，利用转子涡流起动。磁滞电动机转子用磁滞材料制成，利用剩磁效应使转子产生磁滞转矩而旋转，带入同步运行，有自起动能力。磁滞电动机定子与异步电机相似，多用闭口槽，一般工作在同步状态，在随动系统中亦可作异步运行。磁滞电动机结构简单，工作可靠，起动转矩大，起动时间短，同步运行转速稳定，适宜作陀螺马达用，亦可作小功率驱动电机，但其功率因数低，效率也不高，不适于作大功率电机应用。(2) 异步电动机：又称感应电动机。按转子结构可分为鼠笼式和绕组式两种，前者已在航空领域应用。三相异步电动机定子绕组为三相绕组，各相绕组轴线在空间相差120°电角。两相异步电动机的定子绕组为两相，其轴线在空间互差90°电角。单相异步电动机定子边为单相绕组，通入单相电产生脉动磁场，无起动转矩，只能靠外力起动。为达到自起动目的，在定子边需加起动装置。异步电动机以三相较为普遍。

（撰写：蒋宗荣　审订：杨燕生）

jiaoliu fadianji

交流发电机 AC generator 把机械能变换为交流电能的电磁装置。参见飞机发电机。

jiaotong gaojing yu bizhuang xitong

交通告警与避撞系统 traffic alert and collision avoidance system (TCAS) 航空器之间形成威胁时告警和避免相撞的机载二次监视雷达。交通告警与避撞系统必须与S模式（或

A/C 模式) 应答机联合工作。交通告警与避撞系统 (TCAS) 相当于二次监视雷达的机载询问机，它向周围航空器询问，同时也接收周围飞机的询问并应答后可知道对方所在的粗略方位和距离。当邻近飞机接近程度形成威胁时发出告警 (提醒) 或称交通咨询 (TA)，当形成危险时刻时提供采取紧急措施的危险警告，或称解脱咨询 (RA)，并通知驾驶员操纵飞机脱离冲突的方向 (向上或向下)，以防止发生碰撞。TCAS 与二次监视雷达使用相同的频率，询问 1090 MHz，应答1030 MHz。搜索距离最大为前方 55.6 km，左右为 18.5 km，上下近 1000 m。交通咨询 (TA) 的提醒告警时间为提前于假设相撞时 35~45 s，解脱咨询 (RA) 的危险警告时间为提前 20~30 s。其指示器可以和瞬时垂直速度指示器 (IVSI) 叠合，或另有驾驶舱交通信息显示器 (CDTI)。TCAS 是美国的称呼，国际民航组织称其为机载避撞系统 (ACAS)，美国规定 1991 年开始在其国家空域内飞行的飞机上装备，欧洲规定于 2000 年初开始装备。 (撰写：周其焕　审订：薛文安)

jiaojie dianhan jiegou

胶接点焊结构　structure of spot-weld bonding　用胶接加点焊混合方式连接制成的结构。胶接点焊结构是在点焊结构的基础上发展起来的，既具有胶接结构的疲劳性能好等优点，又具有点焊增强的作用，但该种结构不适用于非金属材料。胶接点焊结构的总体刚度和强度计算，与金属薄壁结构相同。至于胶接点焊区的局部强度校核计算，可以胶接或点焊中的一种为主，视具体结构情况而定。在飞机结构中，胶接点焊结构可用于机身、翼面、油箱、口盖、门窗等部位。但因施工麻烦，检测费时，故应用并不广泛。

(撰写：刘方龙　钟腾育　审订：何君毅)

J

jiaojie jiegou

胶接结构　bonding structure　用胶接连接方法制成的结构。胶接连接能用于制造形状复杂、由不同材料组成的结构。它具有密封性好，不削弱基体材料，疲劳强度较高，重量较轻，表面平滑，生产率较高等优点。但胶接结构存在质量控制与检测较难，损坏后修复和外场使用维护比较麻烦，胶的老化使连接强度和寿命降低，且其性能易受温度和湿度的影响等问题。航空胶接结构常用于蜂窝结构、夹层结构、复合材料结构及其与金属组合的薄壁结构等部位。

(撰写：刘方龙　章怡宁　审订：何君毅)

jiao fansheqi

角反射器　corner reflector　由两个或三个相互垂直相交的导体平面构成的反射体。用以产生复合反射。通常在雷达测试中作为代替目标分布，以增大其雷达截面积。按形状分为三角形、矩形和圆形，见图 1。形状不同，雷达截面积也不同，例如边长 $L = 50$ cm、入射波波长 $\lambda = 3$ cm，上述三种角

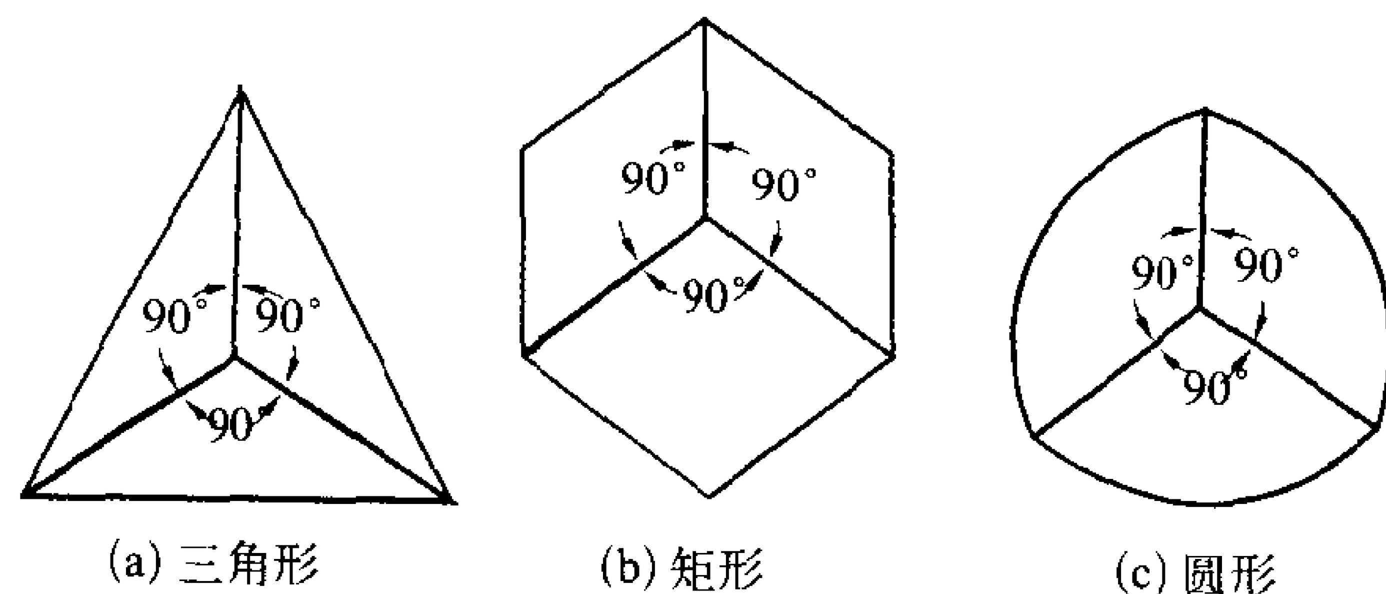


图1 角反射器

反射器的有效反射面积分别为 281 m², 2500 m², 435 m²。相同形状和尺寸的角反射器，其雷达截面积取决于各个平面之间保持直角的精确度。垂直度存在 1° 的误差，能使雷达截面积减小 1/2 ~ 4/5。二次辐射方向图半功率点宽度约为 45° ~50°。为增大二次辐射区，可用几个不同指向的角反射器组合在一起，以产生无方向性的二次辐射，如图 2 所示。

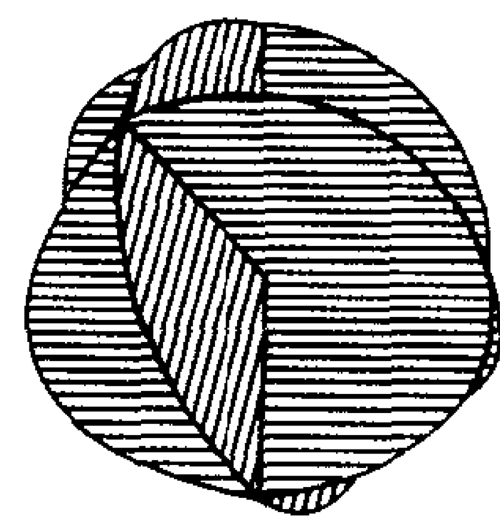


图 2 无方向性角反射器

(撰写：许伟武　审订：吕善伟)

jiaojiasudu shengli xiaoying

角加速度生理效应　physiological effects of angular acceleration　角加速度作用引起的生理反应。角速度的时间变化率称角加速度，单位为 rad/s²。角加速度作用可刺激旋转平面内的前庭半规管，引起各种前庭生理反应，如知觉、眼震、植物神经反应等。引起前庭生理反应的角加速度阈值为 0.035~8.2 rad/s²，平均值为 0.5 rad/s²。人体对角加速度作用可逐渐适应，引起的前庭生理反应减轻，至消失。

(撰写：于立身　审订：袁修干)

jiaosudu chuanganqi

角速度传感器　angular speed transducer　航空上多指速率陀螺 (rate gyro)。一种惯性测量 (绝对) 角速度的传感器，常称为惯性器件。其输出信号正比于输入角速度。它广泛用于飞行器中，以产生稳定系统 (如陀螺平台，天线和航空摄像机的稳定平台，飞行控制系统和指示等) 所需要的角速度信号。当飞机向左 (或右) 转弯 (或盘旋) 时，其指示机构便可指示转弯速度的大小。20 世纪 60~70 年代能用于惯性导航系统的高精度速率陀螺，多半是液浮陀螺。70 年代出现了挠性陀螺。80 年代投入使用的环形激光陀螺，是一种无高速旋转转子的固态陀螺。光导纤维陀螺是 90 年代飞机上使用的又一种新型角速度传感器。90 年代后期又出现的小型固态陀螺商品，是现代很有新意的小型角速度传感器。90 年代同时也研制成功一些微机电系统 (MEMS) 陀螺，它们是 21 世纪很有发展前景的微型角速度传感器。

(撰写：黄俊钦　审订：王占林)

jiaojieshi jianggu

铰接式桨毂　articulated hub　具有挥舞铰、摆振铰和变距铰的旋翼桨毂。参见*旋翼*、*旋翼桨毂*。

(撰写：温清澄　审订：杨惠琴)

jiaojieshi xuanyi

铰接式旋翼　articulated rotor　又称全铰接式旋翼，见*旋翼*。

jiaolian liju

铰链力矩　hinge moment　操纵面 (包括副翼、升降舵、方向舵等) 上的气动合力绕铰链轴 (操纵面旋转轴) 的力矩。它等于作用于操纵面上的气动合力乘以气动合力作用点到铰链轴的距离，其数值大小与飞行状态、操纵面尺寸及形状、操纵面偏转角等因素有关。飞行速压、迎角 (或侧滑角)、操纵面尺寸和偏转角等值越大，则铰链力矩也越大。在没有助力

器的飞机上，这个铰链力矩需由驾驶员施加相应的操纵力加以平衡。为了减小操纵力，除采用气动补偿外，还常利用在操纵面后缘的调整片的相应偏转，以减小(或抵消)操纵面产生的铰链力矩。铰链力矩与 $\rho V^2 S l/2$ 的比值，称为铰链力矩系数，其中 ρ、V 定义与升力系数中相同，S 为操纵面铰链轴后的面积或整个操纵面的面积，l 为铰链轴后面积的平均几何弦长或整个操纵面的平均几何弦长。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

jiaoba

校靶 harmonization　在地面通过仪器或实弹射击(发射)调整机炮或火箭发射器等的安装机构，使弹着中心与预定的计算弹着点相一致的过程。通常将标明各武器的发射轴线、火控设备的理论瞄准点以及它们与飞机轴线之间的相对坐标关系的校靶图绘制在一块校靶板上，校靶板立在飞机正前方一定水平距离处，作为校正依据。校靶工作由地勤人员完成。经校靶后的武器设备，将保证空勤人员有效地使用。通过仪器进行校靶为冷校靶，通过实弹射击(发射)进行校靶为热校靶。

（撰写：张滋烈　审订：王祖典）

jiaobachang

校靶场 boresighting area　又称飞机校靶场。飞机航炮实弹校靶的专用场所。主要用于飞机航空机关炮炮位的校正，由校靶坪、靶堤、靶标等组成。靶坪中心距靶标为 50～60 m。通常利用机场附近的空旷地或山坡修筑。靶场的射击方向要避开飞行场地和净空带。沿射击方向 5000 m 长、20°的扇形范围内无营区、居民点和其他建筑物。靶堤外 200 m 及靶场两侧 50 m 范围内无高压架空线穿过。在山区机场，多沿山坡设置，以便利用地形进行防护。

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

jiaoluoping

校罗坪 compass calibration area　确定与校正飞机磁罗盘、陀螺磁罗盘和无线电罗盘的罗差以及调整天线装置的环形场坪。设在地势平坦开阔的地带，有专用的拖机道与主滑行道相连。在校罗坪上要能看到 3 ～ 4 km 远的固定校正点，以便根据这些校正点校正罗差。为了防止干扰，自校罗坪中心至试车场、停机坪、机库、建筑物和金属结构物的边界距离不少于 300 m，离滑行道和道路不少于 150 m，离架空输电线不少于 100 m，离地面电源车不少于 65 m。其直径为：一级机场，50 m；二级机场，14 ～ 24 m，至少为飞机翼展的 2 倍，能保证飞机被牵引进出并旋转一圈。它用混凝土铺设，其地面荷重为飞机重量加上 50% 备份燃油。有转盘的校罗坪的转盘用非磁性材料制造，直径至少为飞机轮距的 1.2 倍。

（撰写：王立群　审订：陈志伟）

jiaozheng kongsu

校正空速 calibrated airspeed (美)，rectified airspeed (英)　又称校准空速或地面指示速度。对修正表速进行位置误差修正后所计算出的飞行速度，多数飞机的特征飞行速度都是用校正空速表示的，如失速速度、最小操纵速度和起飞着陆速度。

（撰写：李志强　审订：陈增江）

jiaolianji

教练机 trainer　用于训练飞行员的飞机。其他空勤人员如领航员、报务员、随机工程师等的空中训练，一般不需要专门的教练机，可以在相应的轰炸机、运输机等上进行。

教练机通常分为初级、中级、高级教练机和过渡教练机。机上至少应有两个座位，分别乘坐学员和教员。轰炸机和运输机的教练机采用双座并排布置(并列)。对于初级教练机和过渡教练机，座位的布置则有并列和前后串列两种。串列式教练机学员在前舱，教员在后舱。为了保证后舱的前方视界和便于教员观察学员的操纵动作，后舱高于前舱。前、后舱内有相同的仪表板、操纵台和操纵机构，教员和学员的操纵机构是联动的，以便教员能监控学员的操纵动作和及时纠正错误。在前后串列式座舱中学员驾驶舱与单座战斗机的类似，有利于学员向战斗机过渡。在并列式座舱中学员与教员并座，便于教员指导学员飞行。

（撰写：胡传泰　修订：赵群力　审订：任源博）

jiechu wenti

接触问题 contact problems　在实际工程结构中往往系统分成几个非永久性连在一起的部件，这些部件之间的力是靠它们之间接触、挤压甚至冲击来传递的，在力学中称之为接触问题。接触问题在实际工程中大量存在，如齿轮、蜗轮的啮合，轴承，发动机叶片与轮盘的榫接，直升机旋翼与桨毂的连接，飞机起落架与支架，机翼与框连接，飞行器的坠撞，汽车冲撞等等。接触问题的特点是接触边界条件不可能在计算前就可给出，两接触体间接触面积大小与形状，压力分布随外载变化而变化并与接触体刚性有关，因而是求解的结果。由于此原因，即使材料在弹性范围内并在小变形情况下建立接触问题的最后控制方程也是非线性的，这类非线性称之为边界条件非线性。如果分析对象处于运动状态，如冲击，碰撞则是动态接触问题，否则为静态接触。接触问题早在 19 世纪就作为学术问题提出了，由于其难度很大一直未得到很好解决，直至有限元法与电子计算机获得巨大发展后才得到较理想解决并已作为高级大型有限元程序的一个功能在工程中得以广泛应用。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

jiedi zhanwei

接敌占位 target approach　对目标攻击之前，从飞行员利用目视或机载探测设备搜索和发现目标开始，至占据攻击的起始位置为止的飞行过程。对接敌占位过程的要求是：易于判断和选取观测角；易于通过简便的操纵进入追踪攻击过程；易于得到有利的接敌方位以及易于在较短时间内进入攻击等。通常接敌占位有曲线接敌法、平行接敌法、相对直线接敌法和相切直线接敌法等。其特点比较如下：

各种接敌法特点比较

比较项目＼接敌方法	曲线接敌法	平行接敌法	相对直线接敌法	相切直线接敌法
接敌航迹	曲线	直线	直线	直线
观测角	0°（或10°～15°）	增大	不变	减小
转入跟踪射击的机动	直接进入	机动复杂	机动较复杂	直接进入
接敌时间	长	长	短	最短
有利接敌方向及投影比	前半球 3/4～4/4	后半球 1/4～2/4	后半球 3/4	后半球 3/4～4/4

（撰写：朱培申　审订：王祖典）

jiekou kongzhi wenjian

接口控制文件 interface control document (ICD)　用于规定航空电子系统中各分系统、设备之间或与其他机载系统、分系统、设备之间具体接口关系的总体设计文件。航空电子系

统各单元的每个接口的每个端子的输入/输出量都必须符合接口控制文件的规定。接口信号类别包括数字量、模拟量、离散量、供电及接地等，而数字量又有并行传输及串行传输两种格式。接口控制文件通常用表格形式来描述信号的含义和特征，并有检索编号，此外，还规定了信号源端、目标端、码制、速率、分辨力、精度以及插头座和所用引脚等。航空电子综合系统重视信号的综合利用，主要信号通过串行数据总线动态传输，接口控制文件的制定尤为重要。

（撰写：邵启平 陈若玉 审订：金德琨）

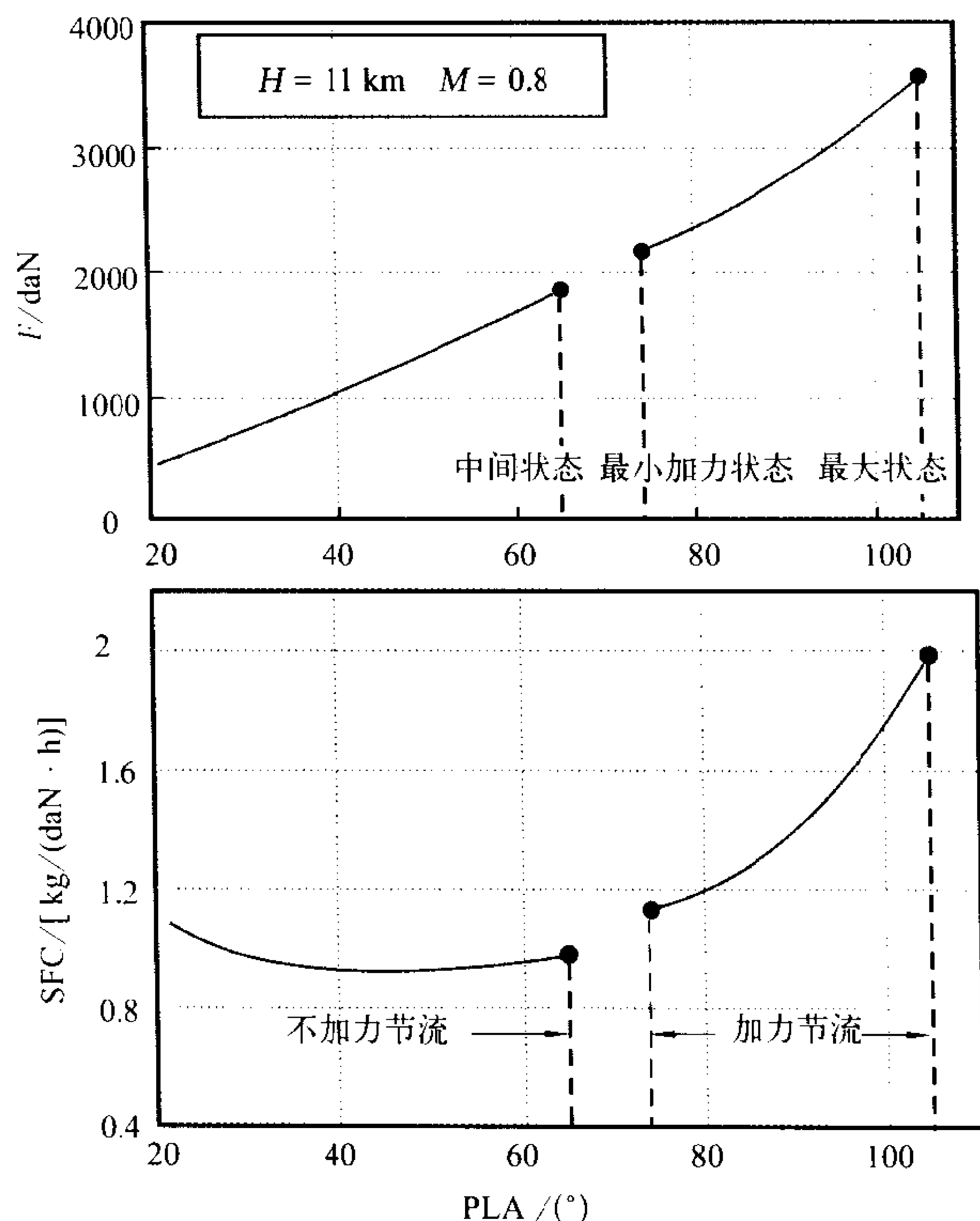
jieshouji zizhu wanhaoxing jiance

接收机自主完好性监测 receiver autonomous integrity monitoring (RAIM) 仅仅依靠接收机自身，而不是其他设备进行完好性监测。可通过在接收机中增设完好性监测模块来实现。因导航卫星或其播发的导航信号等故障，接收机给出位置数据的误差超过允许的极限，称之为系统的完好性出了问题。定位数据超差用户并不知道，继续使用该数据，就会产生严重问题，特别对于航空导航，将是十分危险的。因而需监测系统的完好性，一旦发现问题，及时向用户发出告警。接收机自主完好性监测的原理简述如下：一般接收机可收到其视界内5颗以上卫星的导航信号。现设视界内有5颗卫星，可测得5个伪距，根据定位原理用4个伪距，接收机便可确定用户的位置，因而有一个是冗余伪距。接收机用任意4个测量的伪距进行定位解算，根据定位结果和卫星星历计算出卫星与用户间的计算伪距，计算伪距和测量伪距之差称为残差。若5颗卫星均无故障，那么所有残差将一致接近于零。若5颗卫星中有一颗故障卫星，该卫星在空间的实际位置与用其星历计算的位置不符，那么5个残差中至少有一个不接近于零，可见残差是否一致接近于零可用来判断是否存在故障卫星。要隔离故障星可从5颗卫星中取4颗卫星的组合，再分别用每组的4个伪距，进行定位解算，得到5个定位解（接收机的位置），其中有一个位置偏离其他4个位置，这个位置便是正确定位解，该组卫星也是排除了故障卫星的卫星组。实际上为减小测量噪声和测量几何的影响，常用更多的卫星或更多的冗余伪距，来检测和隔离故障卫星。可见自主完好性监测是利用冗余测量伪距，进行一致性检测。实际应用中，由上述原理派生出距离比较法，剩余平方和法，检验空间法，最大间隔法等多种相互等效的接收机自主完好性监测算法。（撰写：谈展中 审订：李四海）

jieliu texing

节流特性 throttling performance 又称油门特性。在给定的飞行条件和控制规律下，发动机推力和耗油率随油门角度的变化关系。对于大部分不加力发动机，转速和油门角度有对应关系，因此节流特性也常被称为转速特性。对于加力发动机，其不加力节流特性和不加力发动机的相同，在加力时还有加力节流特性。图中给出一台小涵道比加力涡轮风扇发动机的节流特性，包括不加力节流和加力节流两部分。在不加力时，随着油门角度PLA增大，供油量增加，高、低压转子转速都增大，推力F增大，耗油率SFC减小，有些发动机在大转速下耗油率有最小值。在加力状态下增大油门角度可使加力供油量增加，造成加力温度升高，以致加力推力和加力耗油率增大。

巡航时发动机涡轮前燃气温度和起飞最大状态的涡轮前总温之比称为节流比。亚声速巡航时节流比小于1。下一代战斗机要求具有不加力超声速巡航的能力，巡航马赫数约为1.4～1.6，为满足此要求，发动机节流比大于1。



发动机节流特性

（撰写：张津 审订：陈大光）

jiebing fengdong

结冰风洞 ice wind tunnel 简称冰风洞。研究飞机飞行时部件迎风表面和某些机外传感器结冰及其排除方法的特种风洞。结冰风洞和常规风洞的区别在于风洞稳定段前装有大容量的冷却器，在稳定段中装有喷雾器，以造成在试验段中模拟真实飞行时的结冰条件。试验段最低温度应达−40℃。为了维持风洞的正常运转，风洞部件和仪器尚须有防冰措施，例如，拐角导流片、风扇叶片等。在结冰风洞中主要用来获得与飞行条件相同的飞机表面结冰的冰型，冰型取决于在飞机上撞击水的质量分布、水冻结的位置和冰的类型。结冰实验需要的试验参数包括：速度、静温、静压、液态水含量、水滴直径和结冰时间等；应考虑风洞速压的限制，速压太大会造成冰脱落而影响冰型的正确性。最早的结冰风洞出现在20世纪20年代，至今世界上已有10余座结冰风洞，分布在美国、加拿大、法国、英国、德国、俄罗斯、瑞典和奥地利等国。1987年，美国古德里奇(Goodrich)公司建造了一座先进的结冰风洞，采用相位多普勒和激光粒子测速系统测量液滴大小、速度及其分布。美国还对高空风洞(Altitude Wind Tunnel，AWT)进行了改进，改进后的高空风洞可以模拟1500 m高度，温度达−40℃。

（撰写：范洁川 审订：吕志咏）

jiebing jixian zhuangtai

结冰极限状态 icing critical condition 飞机在结冰气象条件下飞行时，部件迎风表面上不发生结冰的最低条件。与飞机的飞行状态、部件外形、云层温度、水滴直径及液态水含量等有关。在预定的飞行高度和气象条件下，由于水滴撞

击、气动加热和表面放热等因素的作用，可使部件表面上任意点的平均温度都高于冰点。部件表面气流静压最低处的温度达0℃时相应的自由流速度，即为飞机不发生结冰的最低飞行速度，称结冰极限飞行速度。同理，部件表面不发生结冰的最低气温，称结冰极限气温。据此来分析确定飞机部件前缘表面需否配备防冰设施。

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

jiebing qixiang canshu

结冰气象参数　meteorological parameter of icing　结冰云层影响飞机结冰的物性参数。主要参数有：液态水含量、水滴直径、云层温度和云层范围（含水平方向长度及垂直方向厚度）。液态水含量越大，飞机结冰情况越严重。水滴直径对部件表面结冰区的大小及积冰冰型的影响较大。云层温度在 -2 ~ -10℃ 范围内，飞机遭遇结冰的次数最多，强结冰主要发生在 -2~-8℃，但动力装置的进气部件和汽化器会由于气流绝热膨胀而降温或液体蒸发而吸热的作用，可在环境气温高达5~10℃时发生结冰。云层范围越大，飞机飞经云层的时间越长，部件表面上所结冰层的厚度越厚。结冰气象参数的数值及其相应组合情况，用作设计飞机防冰系统的气象依据。　（撰写：陈明生　审订：袁修干）

jiebing qiangdu

结冰强度　icing intensity, icing rate　又称结冰速率。飞机在结冰气象条件下飞行时，部件迎风表面上所结冰层的增长速度。与飞行速度、部件外形、云层中液态水含量及部件水滴收集区的结冰冻结系数等有关。据此可估计结冰的严重程度，以决定要否采取防护措施。有3种表达方法：⑴美国空军按飞机以320 km/h的速度飞行时，单位时间内冰率计单位表面积上所结冰层的质量[$g/(cm^2 \cdot h)$]，将结冰强度分成4个等级（见表1）；⑵俄罗斯常按机翼前缘处单位时间内的最大结冰厚度（mm/min）分成4个等级（见表2）；⑶飞机飞过单位云层距离时，冰率计表面上的最大结冰厚度，称作相对结冰强度，用mm/km来计算。

表1　美国空军规定的结冰强度等级

等　级	结冰强度/[$g/(cm^2 \cdot h)$]	建议采取的防护措施
轻微结冰	0~1	不用飞机防冰系统
轻度结冰	1~6	间断接通飞机防冰系统
中度结冰	6~12	连续接通飞机防冰系统
严重结冰	12或更大	回避或飞离结冰区域

表2　俄罗斯规定的结冰强度等级

/(mm/min)

等　级	弱结冰	中度结冰	强结冰	极强结冰
结冰强度值	<0.6	0.6~1.0	1.1~2.0	>2.0

飞机在结冰气象条件下飞行的整个时间内，部件表面上的最大结冰厚度，称作结冰程度。它取决于结冰强度的大小和飞机留空时间的长短，用来判断飞出结冰区域之前结冰的危险程度。常按冰率计测得的冰层厚度分成为4个等级（见表3）。　（撰写：陈明生　审订：袁修干）

表3　结冰程度等级

/mm

等　级	弱结冰	中度结冰	强结冰	极强结冰
最大冰层厚度	0.1 ~ 5.0	5.1 ~ 15.0	15.1~30.0	>30.0

jiebingqu

结冰区　icing area　飞机在结冰气象条件下飞行时，部件迎风表面上所结冰层的范围。在气动加热、表面放热、接通热力防冰系统及气流吹拂等作用下，撞击在部件表面上的水将向撞击极限的后方溢流，经一段距离后才完全冻结，故结冰区的大小为水滴收集区与溢流区之和。溢流区的大小与飞机的飞行状态、部件外形、表面水总收集率、气流附面层特性、云层温度以及热力防冰系统供给防冰表面的热量与分布等有关。通常机翼的收集区占5%~8%翼弦长度，结冰区可达10%翼弦长度，而防冰区常取到10%~15%翼弦长度。

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

jiebing sulü

结冰速率　icing rate　见结冰强度。

jiebing tanceqi

结冰探测器　ice detector　见结冰信号器。

J

jebing xishu

结冰系数　icing fraction, freezing fraction　又称冻结系数。飞机在结冰云层中飞行时，不防冰部件迎风表面上冻结的水量与撞击水量之比。它与云层温度、飞机飞行状态、部件外形、表面对流换热系数及水滴撞击特性等有关。同一表面上不同位置的冻结系数的大小不等，可由微元段的热平衡及边界微分方程来计算。冻结系数的计算是确定积冰冰型的重要步骤。　（撰写：陈明生　审订：袁修干）

jiebing xinhaoqi

结冰信号器　icing signaller, ice detector　又称结冰探测器。感受并能传递飞机飞行时发生水滴结冰情况的器件。分直观式和自动式两大类。直观式结冰信号器俗称“探冰棒”（见图）。露在机外的探测杆为一小而薄的翼型杆，在轻微结冰情况下就会发生结冰。驾驶员通过目视探测杆上的结冰情况判断飞机结冰的严重程度，从而采取适当的防护措施。接通探测杆中的电加热器，可除去杆上所结冰层，以供再次飞入结冰区域时使用。自动式结冰信号器可将其感受到的结冰情况转换为电信号，以自动地接通和断开飞机防冰系统。其感受部有多种形式：⑴机械式感受部：利用所结冰层的表面产生的摩擦阻力或冰层使感受部的质量产生不平衡等；⑵压差式感受部：利用感受部上的结冰小孔与未结冰小孔之间产生的空气压差变化；⑶电导式感受部：利用感受部收集的过冷水滴及其冻结的冰层的导电性能；⑷电热式感受部：利用收集水的电阻丝通电加热时水蒸发的降温作用导致其电阻值发生变化；⑸射线式感受部：利用某种射线（如β射线）通过冰层时辐射强度的变化。现代直升机上采用红外线式或超声波式结冰信号器，即根据接收



直观式结冰信号器

器输出的电压随感受部上冰层遮挡红外线（或超声波）的程度而变化的情况，来感受和测定云层液态水含量，从而判别飞机结冰的严重程度。（撰写：陈明生 审订：袁修干）

jiebing yunceng

结冰云层 icing cloud 含有过冷水滴并能导致发生飞机结冰的云层。主要有层云和积云两大类。层云类包括层云、层积云、高层云和雨层云等，发生飞机结冰的高度多在 0～6.7 km 范围内，其垂直方向的厚度多小于 2 km，而水平方向的长度最大可达几百公里，液态水含量较低（多在 0.1～0.9 g/m^3 范围内），能使飞机发生连续结冰。积云类包括积云、高积云和雨积云等，发生飞机结冰的高度多在 1.2～7.3 km 范围内，其水平方向的长度一般不超过 10 km，厚度与长度相当，液态水含量较高（最高可达 3.9 g/m^3 或更高），能使飞机发生间断结冰。一般飞机部件的结冰与防（除）冰计算按层云类考虑，而发动机进气道前缘及进气部件则按积云类考虑。（撰写：陈明生 审订：袁修干）

jiegou canyu qiangdu

结构残余强度 residual strength of structure 结构内部出现裂纹型的损伤后所具有的承载能力。它是裂纹特征长度的衰减函数，可通过断裂力学分析，或用带裂纹结构模型的静力试验确定之。当外载荷达到残余强度下的载荷时，裂纹将从当时的长度快速扩展，引起结构破坏。飞机结构随着使用时间的增加，其内在的裂纹逐渐扩展，残余强度也就每况愈下。显然，适当地预计结构残余强度的衰减规律对于寿命估计与可靠性分析有着重要的意义。

在飞机结构破损—安全设计或损伤容限设计中，要求结构残余强度不低于破损—安全载荷。根据结构类别、可检程度、使用条件、动态效应等因素，在强度规范或适航条例中，对破损—安全载荷作了不同的具体规定。

（撰写：张躬行 审订：何君毅）

jiegou dongli shiyan

结构动力试验 structural dynamic test 以测定结构动力学特性为目的的各种试验的统称。常见的这类试验有结构固有振动特性试验、颤振试验、摆振试验、落震试验、冲击试验与环境振动试验等。（撰写：张躬行 审订：管 德）

jiegou donglixue

结构动力学 structural dynamics 结构力学的一个分支，研究在动载荷作用下结构响应（位移、应力、频率等），为结构设计与分析提供依据。研究方法主要分为实验方法与理论方法。实验方法类型与结构力学相似但必须考虑振动因素。理论方法与静力学主要差异在于必须考虑结构因振动而产生的惯性力和阻尼力。由此而导出的运动控制方程是包括位移、速度与加速度（指目前广泛应用的位移法）为未知数的微分方程组。其求解方法也与静力学解法迥异，分为模态叠加法与直接积分法两类。由于实际工程结构千差万别，能直接用解析方法求解微分方程的范围很狭小，目前广泛采用数值解，有限元法是最主要的；在积分运动控制微分方程组时又常用有限差分法。（撰写：何君毅 审订：张躬行）

jiegou fenxi ruanjian xitong

结构分析软件系统 structural analysis software systems 简称结构分析软件。通常指以有限元法为理论基础，力学功能强大，有良好的前、后处理功能的适用广泛领域的结构分析程序系统。它是计算机辅助工程分析（CAE）技术的软件基础。结构分析软件已成为各工业领域结构工程不可或缺的重要工具，起着将理论用于实际的桥梁作用。结构软件的运行硬环境是电子计算机，其理论与知识基础涉及有限元法、连续介质力学、本构理论、线性与非线性代数与微分方程组的数值算法、瞬时积分、CAD 技术、计算机图形学、软件设计技术等领域。因此，结构分析软件是力学理论、计算数学、计算机技术综合的高技术与知识密集产品，代表了一个国家的这些学科的水平。

当前结构分析软件发展主要有如下几方面：力学上求解高度非线性问题，增添新的本构关系，开发大变形、大应变情况的网格自适应等功能，以适应更广泛的材料，更复杂的工作环境的结构分析；将有限元应用由单纯结构设计转变成对加工工艺过程（如压力成形、焊接、切削）的计算机模拟、从而大大简化工艺，减少盲目性，减少工装设备，缩短整个制造过程的时间，大大降低成本；不断改进软件前处理功能，主要趋势是以 CAD 技术为基础实现计算数据的自动化、菜单化、可视化以及智能化的生成与输入，并开发与世界知名 CAD 软件无缝连接，实现 CAD/CAE 的集成化；追踪计算机技术的发展提高软件效率，例如，增添软件在网络上的计算功能，资源共享，及并行计算等功能与算法。

（撰写：何君毅 审订：张躬行）

jiegou fushi pilao

结构腐蚀疲劳 structural corrosion fatigue 金属材料在交变应力或重复应力与腐蚀性环境同时作用下产生的开裂和扩展直至破坏的过程。腐蚀疲劳是一种决定于环境、材料和受力状态三者相互作用的力学—电化学过程，在气相和液体环境中均可产生。几乎所有能产生一般性腐蚀的金属和合金都可能产生腐蚀疲劳。材料的腐蚀疲劳敏感程度与材料质量、力学因素和环境有关。力学因素中，应力幅的大小、频率、波形和应力比影响较大。环境对疲劳裂纹的形成和扩展都有影响。在能降低疲劳特性的环境中，可能存在一个载荷—频率范围，在该范围内，力学环境因素作用最大；高于该范围时，影响很小或无影响。腐蚀疲劳裂纹扩展一般是穿晶的，也有晶间的（如铜合金），或者两种形式都有（如某些钢）。

腐蚀疲劳过程也经历疲劳裂纹萌生、扩展和失稳扩展直至断裂三个阶段。腐蚀介质对前两个阶段影响较大，而后一个阶段因裂纹快速扩展，腐蚀介质影响可不计及。在裂纹萌生阶段，腐蚀介质的类型不同，影响程度也不同。在气体腐蚀介质中，有些材料是因表面氧化膜或气体的吸附作用，造成疲劳裂纹的提前萌生；而有些材料似乎不受气体腐蚀介质的影响，特别是在低温情况。在含水的腐蚀介质中，几乎所有的腐蚀介质对疲劳裂纹的萌生都起作用，有时通过腐蚀坑造成局部应力集中的现象表现出来，有时则呈现出极为复杂的现象。在裂纹扩展阶段，气体腐蚀介质或含水的腐蚀介质都使裂纹扩展速率提高，而且随着裂纹尖端应力强度因子值的增加，腐蚀介质加快裂纹扩展的作用也随之增加，然后又逐渐衰减，直到进入失稳扩展阶段。

提高材料或构件腐蚀疲劳强度的途径是采用表面保护或强化处理，结构耐腐蚀设计和改变局部腐蚀介质环境等。

（撰写：吕国志 曹定国 修订：郦正能 审订：张躬行）

jiegou gangdu

结构刚度 stiffness of structure 结构抵抗由外载引起变形的能力。由刚度系数及由它们组成的刚度矩阵定量描述(参见刚度系数)。结构刚度通常指静刚度，与结构的材料、几何形状以及边界条件相关；在大变形几何非线性情况下与应力大小、方向及分布以及位移量值与分布相关。结构刚度与柔度是相对的概念，它们互逆。刚度是结构力学一个重要概念。结构设计必须有一定刚度要求才能使结构在正常工作载荷下保持必要的外形，在抵抗受压与剪力时不致于屈曲，以及合适的振动固有特性，不至于在不希望的情况下出现共振。对航空器而言提高刚度还意味着提高气动弹性性能。当然为了提高刚度需付出增加结构重量的代价。

(撰写：何君毅　审订：郦正能)

jiegou gangdu shiyan

结构刚度试验 stiffness test of structure 测定结构或构件刚度的试验。结构刚度试验，实际上是结构柔度的试验测定，因为对于一个多自由度的不可移动结构，可以在一个自由度上施加载荷，测量一切位移；而不能颠倒过来，只在一个自由度上施加位移而测量全部自由度上的力。试验测定的柔度的逆便是刚度。

在结构刚度试验中，为了防止加载引起较大局部变形一般都施加较小的载荷。由于载荷小，各测点的位移也小，因此对测量仪器的精度要求较高；此外，还要求采取有效的数据处理方法以消除系统误差与试验夹具的影响。

(撰写：张躬行　审订：管德)

jiegou jisuan moxing

结构计算模型 structural computational model 在保证结构力学基本特性不变的前提下，为了便于计算分析、被简化和理想化了的结构模式。对真实结构进行计算分析时不可能，也无必要完全按照它的几何形状输入数据，而是用力学与数学知识对其进行简化与理想化以适合计算，这样既抓住了结构承力与传力本质规律，剔除了零碎而非本质的部分，又可适应于力学与数学本身规律与方法。因此结构计算模型也称理想化模型。例如用有限元法分析一个结构，首先把非承力部分删去，判断可否利用对称、反对称条件进一步简化模型，对结构各部分选用合适的有限单元与网格尺寸，对应力梯度高的区域网格要密，对应力梯度不大区域可用较疏网格。输入力学分析内容：静力或动力，线性或非线性等，结构各部件(以单元为单位)材料性质，输入合适的边界与载荷条件等。这样构成一个完整的计算模型后才能开始计算。往往计算模型并非一次就可确定，还会根据前次计算结果修改模型。而且计算模型并非一成不变，根据分析要达到的目的，使用程序的功能，甚至分析者的经验与习惯而会有不同。一个有经验、有水平的分析者应能建立既使计算结果达到所需要求又能降低计算成本的计算模型。

(撰写：何君毅　审订：张躬行)

jiegou jingqiangdu

结构静强度 static strength of structures 结构在室温条件下承受最大静载荷的能力。所谓最大静载荷与结构的能力，都有三重意义，其中，最大静载荷包括限制载荷、极限载荷与破坏载荷；分别对应的结构能力是：变形与残余变形在规定的范围以内、不会发生结构整体破坏以及结构剩余强度系数的确定。

结构静强度工作内容，一般包括对具体结构与构件的分析预计，和/或对该结构件的试验验证。随着计算精确度的提高，试验不一定是必需的了。有关分析计算，参见静强度分析；试验验证，参见结构静强度试验。

在飞机结构设计中，满足静强度要求只是一个方面，还要满足动态稳定性、抗撞击性能、疲劳断裂性能、热强度性能等多方面的要求。

(撰写：张躬行　审订：何君毅)

jiegou jingqiangdu shiyan

结构静强度试验 static strength test of structure, static test 又称静力试验。在静载荷作用下观测研究飞机结构的强度、刚度和应力、应变分布，以验证飞机结构强度和分析正确性的试验；对批生产飞机，静力试验的目的是为检测飞机的制造工艺质量。

试验的具体要求，体现在根据强度规范或适航条例与设计要求所制定的飞机静力试验大纲、静力试验任务书等文件之中。对于文件中规定的每种设计情况，要进行限制载荷试验、极限载荷试验，直至进行特定情况的破坏试验。在进行各项试验之前，先要预试，以检验设备、排除异常、消除间隙。试验中一般要大量测量应变与挠度，并监测变形与检查操纵系统的灵活性。极限载荷试验和破坏试验中，安全性监控极为重要，并避免发生非正常的破坏。随着飞机性能的提高，强度计算方法的发展，与计算机的广泛应用，对结构静强度试验的要求也有新的发展。试验与计算更密切的结合，使得飞机的静力试验不必等做到破坏；甚至做到限制载荷，新飞机就可放飞。

(撰写：张躬行　审订：何君毅)

jiegou jubu pohuai

结构局部破坏 local failure of structure 结构非主要承力件的破坏，或整体件非主要承力区的局部破坏。局部破坏发生后，飞机的总体强度不受影响。

飞机结构，在设计载荷下的静强度试验中，如果发生局部破坏，特别是发生在预计剩余强度系数小于1的地方，乃是正常的现象。飞机结构在使用中偶然发生的局部破坏，应按照规定的技术标准和工艺规程进行修理。

(撰写：张躬行　审订：何君毅)

jiegou kekaoxing sheji

结构可靠性设计 structural reliability design 根据载荷和强度的统计特性，按给定的可靠性要求，满足可靠性准则的结构设计。结构可靠性是指在规定的使用条件与环境下和在规定的使用寿命内，结构能承受载荷、耐受环境而正常工作的能力。这种能力通常用一种概率，即结构存活率，或称结构可靠度来度量(与之相对的是结构破坏率或失效概率，两者之和为1)。结构可靠性设计是一种用概率理论严密化的设计概念。结构可靠性设计包括确定结构的失效准则和失效模型；确定结构的设计可靠性指标及可靠性指标的分配；对结构进行可靠性分析、可靠性试验和可靠性预测。

飞机结构可靠性是保证飞机安全的基本条件，也是保证飞机出勤率的基本条件。飞机结构设计的根本目的在于保证结构的可靠性，或者在保证结构可靠性的前提下使结构优化。现代飞机结构实际破坏模式主要是疲劳、断裂破坏，所以对于通常的飞机设计，结构可靠性分析的主要内容是疲劳断裂可靠性分析。

J

通常一个系统的可靠性取决于其各元件的可靠性和系统的组成方式，采用双重或多重系统可大大提高系统的整体可靠性。飞机结构可靠性的要求很高，单纯依靠提高元件的疲劳、断裂性能效果是有限的，更有效的是把结构设计成具有破损安全或损伤容限的特性，同时具有良好的可检测性和可维修性，保证裂纹的及时发现和修复。相应地，结构可靠性按是否考虑结构的可检测性和可维修性而分成广义可靠性和狭义可靠性，广义可靠性因裂纹的修复而有大的改善。在实际飞机结构设计中应该重视经验因素在保证可靠性中的作用。在整个预研、设计、制造、试验、使用过程中加强管理，尽量采用各种可以提高可靠性的措施，正确地综合应用强度规范或适航条例的各种准则、方法和经验数据，以及加强外场观察、维护、修理。飞机结构可靠性指标是根据历史上结构破坏事故的统计数据和由此获得的可靠性增长曲线，以及当前结构设计的技术水平而定的。可靠性指标的制定不仅是技术问题，而且与社会、经济、政治、军事等因素有关。 （撰写：郦正能　审订：张躬行）

jiegou naijiuxing shiyan

结构耐久性试验 durability test of structures 验证是否满足飞机结构耐久性设计要求的试验。验证当飞机结构承受设计使用载荷/环境谱时其经济寿命是否大于设计使用寿命。通过试验暴露耐久性薄弱环节，预示和验证试验件或结构的耐久性；获得必须的耐久性数据资料以及验证耐久性分析方法。耐久性试验包括典型细节的元件耐久性试验，零、组件耐久性试验，部件耐久性试验和全尺寸飞行器结构耐久性试验。

元件耐久性试验主要是设计研制性试验，测定材料耐久性性能参数，研究各种工艺对结构耐久性的影响；预测满足经济寿命要求的设计应力水平；以及测定结构细节的原始疲劳质量等。

零、组件耐久性试验是在飞机设计前期验证结构细节设计中耐久性关键零、组件耐久性，预测经济寿命，为结构细节设计和全尺寸结构耐久性试验提供依据。

部件耐久性试验主要针对飞机结构中的耐久性关键构件，特别是重要的承力构件。其目的是测定构件的经济寿命，为构件设计图纸定型和全尺寸耐久性试验提供依据。

全尺寸飞机结构耐久性试验是飞机结构耐久性的鉴定性试验，目的是验证试验件在飞续飞的设计使用载荷/循环谱时经济寿命等于或大于设计使用寿命；指明以前耐久性分析和试验未曾指明的飞机结构的关键部位；以及为机队专门检查和修改设计要求提供依据。全尺寸飞机结构耐久性试验可与全机疲劳试验联合进行，以节省经费。

（撰写：郦正能　审订：张躬行）

jiegou pilao shiyan

结构疲劳试验 fatigue test of structure 零构件及结构在模拟真实载荷及环境条件的载荷谱和环境谱联合作用下的疲劳强度或寿命试验。疲劳试验是结构试验内容之一，借以研究和验证飞行器结构或构件的疲劳与断裂性能。由于疲劳强度受材料、工艺、载荷、环境条件、结构细节等很多因素影响，相当复杂，而疲劳强度的计算方法还尚未成熟，所以疲劳试验是提供正确评价疲劳强度的最可靠方法。

疲劳试验根据试验目的不同可分为：疲劳基本特性研究试验，工程性研究试验，研制试验，验证试验等。疲劳试验由于所用的试验件不同可分为：标准试件疲劳试验，零构件、组合件疲劳试验，接头疲劳试验，全尺寸结构疲劳试验等。疲劳试验按所施加的载荷谱类型不同又可分为：等幅加载（或称单级加载）试验，程序加载（或称多级加载）试验，随机加载试验。

（撰写：曹定国　修订：郦正能　审订：张躬行）

jiegou pinjihao

结构品级号 structural ratings 定量标示某种损伤对飞机结构项目影响程度的数码。飞机结构的损伤主要有3类：疲劳损伤、环境损伤（材料腐蚀或劣化）和偶然损伤。在制订飞机维修大纲时，要用使用方与承制方商定的评级方法来评定每个重要结构项目的品级号，并据此确定相应的检查要求。评定内容主要是考虑结构对每类损伤的敏感性和对探测及时性的需求程度。通常，品级号小表示损伤的影响大，对检查的要求就高。例如，在用1、2、3、4四个数字作为品级号序列时，疲劳损伤品级号评为1的重要结构项目最易受疲劳损伤，要求以最短的检查间隔期作某种检查；品级号为2的次之；以下类推。对环境损伤和偶然损伤也是如此。

（撰写：王立群　审订：耿荣生）

jiegou qufu qiangdu

结构屈服强度 yield strength of structure 弹性结构材料刚刚产生不可恢复变形时的应力，用σ_s或σ_y表示。当材料中应力达到屈服强度后，材料发生屈服，出现不可恢复的塑性应变，卸载后材料仍保留残余应变。屈服强度随材料温度变化而变化，通常随温度升高而降低。工程中常将材料简单拉伸试验时卸载后产生0.2%残余（不可恢复）应变的应力定为屈服强度，也称屈服应力或屈服极限，用$\sigma_{0.2}$表示。对韧性不高的高强度合金也有选0.1%残余应变的应力为屈服强度的。在工程材料手册中屈服强度是重要指标之一，也是结构设计与分析时判断结构强度的重要依据之一。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

jiegou reqiangdu

结构热强度 thermo-strength of structure 在热环境下飞行器结构承受载荷和耐受热环境的能力。通常是指飞行器在承受气动加热和载荷的情况下结构抵抗破坏和保持安全工作的能力。热强度主要研究结构的瞬态温度场和热应力、热变形（参见*热应变*）、热稳定性、热振动（参见*热振动环境试验*）和热气动弹性、热疲劳和热断裂、高温蠕变、热冲击等。

早在1835年和1841年，法国和德国学者就开始了热强度理论研究工作，这些理论最早用于发动机、锅炉等受热结构的强度分析中（参见*热强度分析*）。第二次世界大战之后，当超声速飞机和火箭的发展遇到“热障”以后，飞行器结构的热强度研究才活跃起来。因此，热强度在飞行器结构强度学科中是发展较晚的一个分支，主要研究方法有分析法和试验法。在分析研究中当前多采用有限元法进行数值计算；在试验研究中采用模拟试验、热风洞试验、自由飞模型试验和研究机飞行试验等多种形式。用石英灯作为热源、用计算机控制模拟热环境的结构热强度试验是最常见的。

（撰写：张钟林　审订：张躬行）

jiegou shengzhen shiyan

结构声振试验 acoustic environment test of structure 又称声环境试验。结构或机载设备在强噪声激励下的振动试验。

根据结构与机载设备在强噪声环境中可能出现的问题，声振试验有两种基本类型：一类是声疲劳试验，研究分析结构和机载设备的声疲劳强度及声耐久性品质；另一类是耐声功能试验，主要用于评定设备的耐声功能及其工作的可靠性。

（撰写：吕国志　审订：张躬行）

jiegou wendingxing

结构稳定性　stability of structure　结构在受载变形的平衡路径上，受微小扰动后，能够保持在原有位形附近一个有界邻域内运动而不继续扩大的性质。通常考虑保守力作用下的静力稳定性。此种情况下，一切平衡状态都对应着总势能取驻立值，进而，如果总势能为极小值，则为稳定平衡状态，微扰消失后能恢复原状；否则就是临界状态，相应的载荷值称为临界载荷。有一种情况，譬如柱、板的轴压问题，在临界点处还存在着另外一条稳定平衡且势能更小的路径，于是，在临界点处进行平衡路径的转换，表现为屈曲变形(buckling)，这是一种温和型的失稳。显然，屈曲后还能继续承载，因此，研究结构的后屈曲行为对于挖掘结构潜力，减轻结构重量有着重要的意义。还有几种情况，包括其他有分支路径的失稳和没有分支路径的极值点型的失稳，都属于倒塌型的失稳，从临界点跃迁到别的稳定状态是一个复杂的动力过程。

航空结构为了减轻重量而广泛采用薄壁型结构，使得稳定性问题的研究与应用在结构强度分析中占有重要的地位。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

jiegou xijie sheji

结构细节设计　detail design of structure　在完成总体构型设计的基础上，为满足某种功能的需要对结构或结构零件的各个局部作更细致的设计工作的统称。根据不同的功能要求，结构细节设计可分为抗疲劳细节设计、可靠性细节设计、维修性细节设计、密封性细节设计、抗振动细节设计、电性能细节设计和热结构细节设计等。细节设计直接关系到结构的各种功能，是结构设计工作中的重要一环(参见飞机结构设计)。

经验证明，结构的抗疲劳性能很大程度上取决于细节设计。结构抗疲劳细节设计的要点是：(1) 尽量减小零件的应力集中，控制零件的应力水平；(2) 要根据零件的工作特点合理选用材料，如受拉的部位要选用塑性和断裂韧性好、裂纹扩展速率小的材料；在需要组合使用不同材料的地方，要注意材料之间的相容性等；(3) 采用合理的、可靠的防腐蚀措施，防止零件在使用中发生晶间腐蚀、接触腐蚀、应力腐蚀等各种腐蚀；(4) 改善和控制零件的表面工作状态，合理采用诸如喷丸强化、孔挤压强化、干涉配合连接等措施；(5) 注意结构的环境影响，要防止液体和其他化学介质的集聚，在高温区工作的零件要有可靠的高温防护措施等；(6) 合理布置传力系统，尽量采用多路传力结构。

密封设计也是飞机结构设计中的重要内容之一，如乘员舱的气密设计，现代飞机的整体油箱设计，飞机防雨，水上飞机的水密性设计等都属于密封设计的范畴。其他如抗振动结构设计、结构电性能设计、可靠性细节设计、维修性细节设计、热结构设计等都应有相应的细节设计措施。

（撰写：钟腾育　章怡宁　修订：何君毅　审订：郦正能）

jiegou youhua sheji

结构优化设计　optimum structural design　又称结构综合。在满足 m 个约束条件下，求出一组几个设计变量，使目标函数达到极值(最大或最小值)的理论与过程。设计变量包括：(1) 尺寸变量，如蒙皮厚度，梁凸缘面积等；(2) 外形变量，如翼面展弦比、尖削比、后掠角等；(3) 拓扑变量，如梁或肋的安排，现在实用的多是尺寸变量。约束条件和目标函数可以是强度、刚度、气动弹性或其他使用要求。例如，可以用结构重量为目标函数，气动弹性要求为约束条件；也可以用重量为约束条件，气动弹性要求为目标函数。常用的方法有两类：数学规划法和优化准则法。数学规划法适于处理多约束优化问题。由于目标函数和／或约束条件是设计变量的非线性函数，因此，用非线性规划方法，求解比较复杂，计算工作量大，而且有收敛于局部极值问题。优化准则法认为结构设计得满足某一准则时，结构最优。例如满应力准则，将结构各零件设计达到某一载荷工况下许用应力时，则认为是最优设计。此法计算量小，但因一种优化准则只能用于一种约束条件，在多约束情况下，存在联合使用多个准则的问题。在实际应用时，经常将两种方法结合起来使用。

（撰写：管　德　何君毅　审订：郦正能）

jiegou zhendong

结构振动　vibration of structure　结构围绕其平衡位置的往复运动。结构振动属于机械振动，按引起振动的输入类型可分为自由振动，强迫振动，自激与参激振动；按振动的时间历程可分为周期振动（最简单的是谐振动，包括极限环振动)，非周期振动(包括混沌运动)，瞬态振动与随机振动。

（撰写：管　德）

jiegou zongti pohuai

结构总体破坏　catastrophic failure of structure　结构总体承载能力的突然失效。在飞机结构的静力破坏载荷试验中，总体破坏一般表现为两种情况：主要承力构件或整体件的主要承力部位的应力达到了材料的强度极限；或者，在应力水平还不高的情况下发生了总体失稳。

总体破坏发生时的载荷是结构所能承受的最大载荷，此后不能作为整体继续承受载荷。直接导致总体破坏的局部破坏，如与总体失稳相耦合的局部失稳，应视为总体破坏全过程的一部分。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

jielian guandao xitong

捷联惯导系统　strapdown navigation system　陀螺和加速度计直接安装在载体上，用计算机来建立导航参考系（数学平台）的惯导系统。由于省去了复杂的机电式的惯性平台，因而具有许多优点：(1) 体积、重量和成本大大降低。(2) 惯性元件便于安装、维护和更换。(3) 惯性元件可直接给出载体轴向的线加速度和角加速度信息，供控制系统使用。(4) 便于在元件级采用余度配置，可方便地提高系统的性能和可靠性。但捷联惯导系统也有如下缺点：(1) 惯性元件直接承受载体的振动冲击，工作环境恶劣。(2) 惯性元件直接测量载体角运动，角速度范围很大。(3) 惯性元件的标定困难。捷联惯导系统的关键技术是惯性元件要有相当宽的角速度范围，高精度的刻度因素和系统的动态补偿技术。捷联惯导系统可采用挠性陀螺、激光陀螺和光纤陀螺。光学陀螺更适合于捷联系统的需要。捷联惯导系统是一个发展方向，有取代平台惯导系统的趋势。

（撰写：张洪钺　审订：李四海）

jielianshi gutai ciluopan

捷联式固态磁罗盘 strapdown solid-state magnetic compass 测量磁航向的仪表。它是直接和飞行器机体轴固联的三轴固态磁敏元件，用计算机坐标变换方法求出沿地平（或其他）坐标系三轴的地磁场分量、总地磁场强度和磁航向角等的仪表。三轴固态磁敏元件是个相互垂直安放的微磁阻元件组成的芯片（称为三轴磁传感器模块），每个磁传感器均由4个800～900 Ω的磁阻臂组成惠斯登电桥，在±2 Oe范围内具有灵敏度为26 mV/V-Oe的线性输出，工作电压0～10 V可调。每个传感器集成芯片内均设有磁耦合场补偿电流带，通过50 mA直流电流时，相当于在与敏感轴交叉的方向上提供1 Oe的磁场，可用来抵消外磁场的干扰，做罗差修正。工作温度为-40～85℃，线性度（在±1 Gauss内、电桥电压为8 V时）为1% F.S.（典型值），2% F.S.（最大），带宽为5 MHz，磁场测量范围为±6 Gauss（地磁场为0.5 Gauss），最小可检测85 μGauss（优于霍尔元件）。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

jiejiji

截击机 interceptor 见战斗机。



前苏联的米格-31截击机

jiemian qiangdu

界面强度 interfacial strength 指纤维增强复合材料的纤维与基体之间相结合区域上的剪切强度。它对于复合材料的宏观力学性能有着重要的影响，是细观复合材料力学研究的重要课题之一。分析模型经常与轴对称环形裂纹问题相关联；实验方法则由于问题的复杂性仍在探索之中。例如对于若干常用的实验方式进行了系统的研究之后发现由实验确定的界面剪切强度数据，以及有关的断裂韧性实验数据都是高度分散的，而且很难将多种破坏模式彼此区分开来，看上去似乎还没有找到一个比较简单可靠的实验方法。

（撰写：张彤行　审订：郦正能）

jindou

筋斗 loop 飞机在铅垂面内绕横轴滚转360°的飞行。特技飞行中基本特技之一（如图1所示）。进入筋斗必须有足够

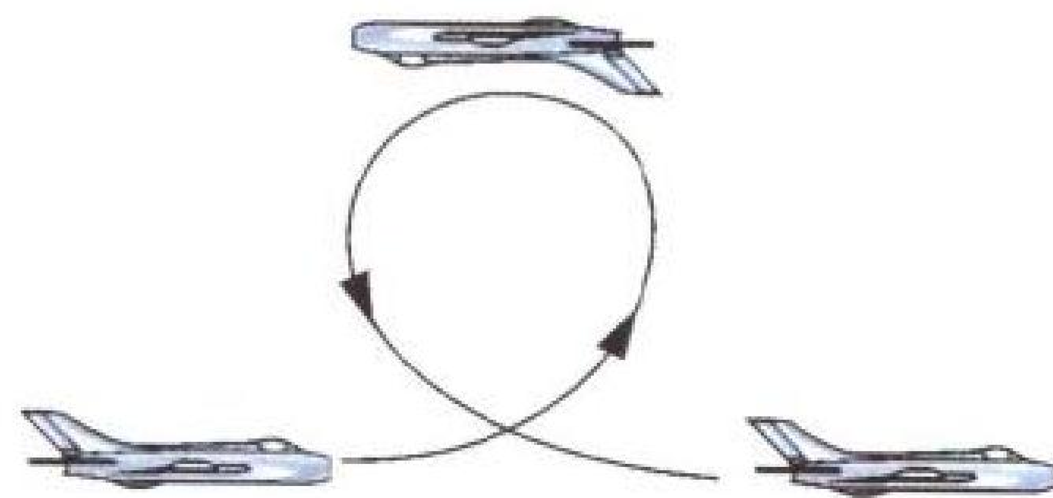


图1 筋斗

速度、推力和过载，并在规定的高度以下进入，以保证飞机在筋斗顶点速度不小于规定值，防止飞机进入失速与尾旋。筋斗通常与下滑倒转、半筋斗翻转组成一套特技而连续完成。先作半滚倒转，利用半滚倒转退出时俯冲增速，接着拉杆作筋斗，筋斗退出俯冲后作半筋斗翻转。

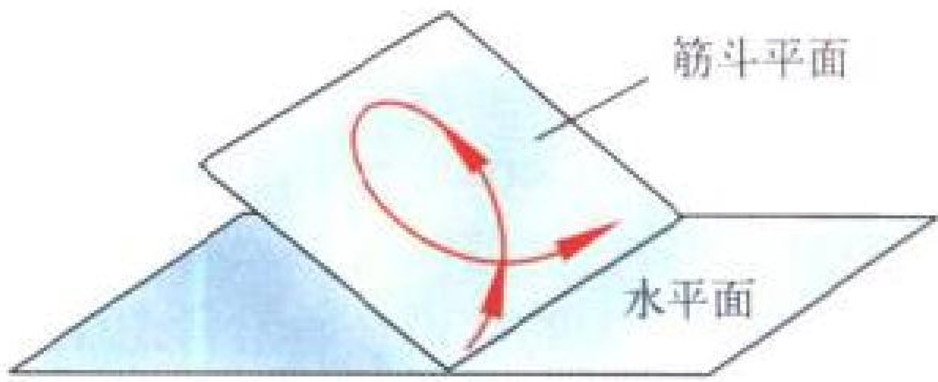


图2 斜筋斗轨迹

在整个筋斗飞行中驾驶员是用拉杆的方法，使飞机沿着筋斗轨迹运动。筋斗前半段是减速飞行，因为飞机处于上升状态，飞机重力的分力与运动方向相反，起着阻力作用；后半段是增速运动，飞机重力的分力与运动方向一致，起着推力作用。进入和退出筋斗时过载较大，驾驶员容易出现“黑视”现象，一般都要穿抗荷服。筋斗分正筋斗和反筋斗，反筋斗只有特殊的飞机能做此动作。在倾斜面上完成的筋斗称斜筋斗（如图2所示）。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

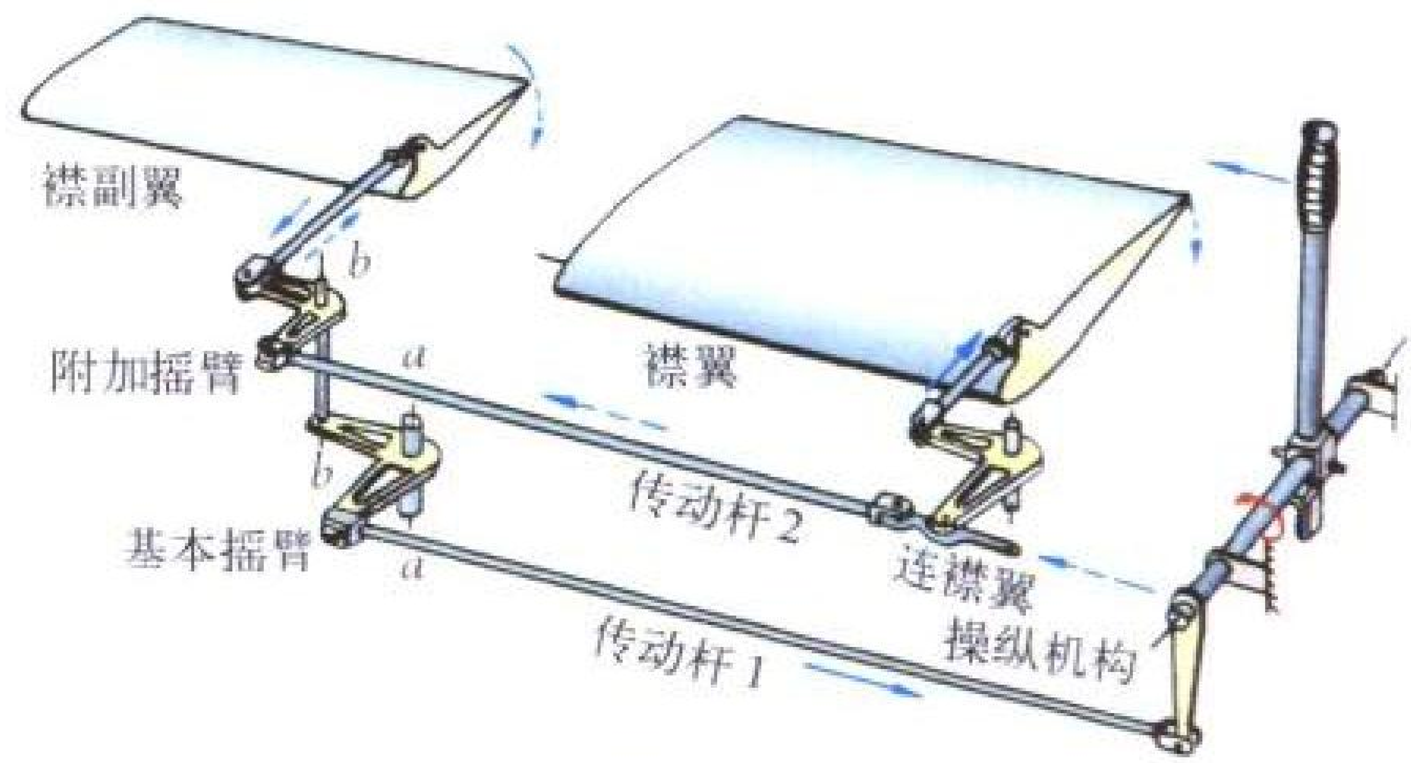
jinfuyi

襟副翼 flaperon 安装在机翼后缘外侧的，能起襟翼和副翼双重作用的操纵面。在正常飞行时，当副翼用；在起飞着陆时下偏一定角度当襟翼用，同时还能差动起副翼作用。通常是为了进一步缩短飞机的起飞和着陆距离所采用的一种增升装置。

（撰写：赵秀丽　审订：顾诵芬）

jinfuyi caozong xitong

襟副翼操纵系统 flaperon control system 一种操纵襟副翼的副操纵系统。在机翼襟翼外侧增加一对可以同时对称偏转的襟副翼，在机翼迎角增大产生足够的机动升力时，襟副翼对称向上偏转，以减小机翼外翼段上的载荷，使机翼上的气动载荷中心向内侧移动，减少机翼根部的弯矩。这就减轻了机翼结构重量，并满足机动飞行净升力的要求，是机动载荷控制的一种方式。如NB-52E轰炸机及L-1011“三星”运输机均采用襟副翼操纵系统，用机动载荷控制实现减小机翼翼根处弯矩的目的。襟副翼操纵机构的工作原理图如下：



襟副翼操纵系统图

当操纵副翼压杆时，传动杆1使基本摇臂转动，由于传动杆2可以摆动而不能移动，所以附加摇臂就可以被带着去传动右边襟副翼；左边襟副翼则由左边的基本摇臂和附加摇臂传动。这时，襟副翼对称偏转，如同副翼。当襟翼开关放下襟翼时，传动杆2带着附加摇臂绕b-b轴转动（这时基本摇臂不动），使左右两边襟副翼随同襟翼一起向下偏转。可见，襟

副翼操纵可以实现辅助副翼和襟翼两种舵面的控制功能。

（撰写：徐鑫福　修订：于黎明　审订：王占林）

jinyi

襟翼　flap　见增升装置。

jinchang jianshi leida

进场监视雷达　approach surveillance radar　一种用来将飞机引导到机场和下滑航线上的对空搜索雷达。由天线、收发机、信号处理机、视频图像发生器及显示器等组成。一般工作在厘米波段，用动目标指示(MTI)体制。天线在水平面内具有窄波束($<2°$)，在垂直面内为宽波束($20° \sim 40°$)，天线(波束)作360°环视扫描，探测距离(半径)约100 km。视频图像发生器，以综合视频信号描绘出机场附近地理状况，如高层建筑、山峰等，叠加到显示器屏幕上。地面领航员可以从显示器上清楚看到飞机等运动目标与机场及周边固定障碍物的相对位置，图像直观，利于导航。进场监视雷达多用于军用机场，因此雷达应具备抗有源及无源电子干扰的能力。在军民两用机场，进场监视雷达往往与空中交通管制雷达交联使用，作为终端监视雷达。

（撰写：马芳田　审订：陈国华）

jinchang

进场　approach　又称进近。飞机到达降落场空域后，根据指挥员(空管员)的指挥，按照有关飞行规则要求，从某一起始点开始飞向机场跑道头进行着陆的飞行过程。空军惯用进场，民航用进近。

（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

jinchang sudu

进场速度　approach speed　飞机在进场着陆过程中的速度。进场通常指从航向信标覆盖边缘开始一直下降到跑道延长线上空15～30 m高度(安全高度)的这一过程。通常所说的进场速度是指“最终进场速度”，即飞机着陆前下滑到安全高度时的瞬时速度。　（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

jinjubi

进距比　advance ratio　又称前进比。飞行速度与螺旋桨直径和螺旋桨转速的乘积之比。代表飞行中螺旋桨每转一转，沿飞行方向前进的距离与桨叶转动沿周向走过的距离之比。进距比是螺桨的重要设计参数。进距比可用下式表示

$$J = \frac{V}{ND}$$

式中 J 为进距比；V 为飞行速度，m/s；N 为螺桨转速，1/s；D 为螺桨直径，m。　（撰写：陈大光　审订：陈　光）

jinkou daoliu yepian

进口导流叶片　inlet guide vane　位于风扇或压气机第一级转子叶片之前，用以改变进入转子叶片的气流方向的静子叶片。其叶栅通道通常为收敛形，可避免不利的正压力梯度所引起的许多有害影响。它主要用来形成转子进口气流的正预旋，以降低转子叶片进口相对气流马赫数。有的在叶片根部形成反预旋，以调整转子叶片根部气动负荷。为了改善压气机非设计点的性能，可做成绕叶片轴线能旋转一定角度的可调进口导流叶片或可变弯度进口导流叶片。进口导流叶片对提高风扇或压气机抗进口气流畸变能力有一定的作用。

超、跨声速级中，由于转子进口可以没有预旋，故也可以不用进口导流叶片。这样可减轻重量，省去进口导流叶片所需的防冰装置，对于降低噪声也有好处。因此，高涵道比的涡轮风扇发动机的风扇几乎都不采用进口导流叶片。

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

jinqidao

进气道　inlet, air intake　又称进气扩压器。飞行器推进系统中将远前方自由流空气引入发动机并将气流减速增压以满足下游部件对进口气流速度的要求，完成推进系统中全部或部分压缩过程的重要部件。为保证在整个飞行范围内发动机的高性能工作，要求进气道在各工作状态下应具有高总压恢复、低阻力系数、需要的空气流量以及出口气流压力场和速度场均匀稳定；在结构上应简单可靠、重量轻、维护方便。作战飞机对进气道有隐身能力的要求。进气道的主要性能参数是：总压恢复系数、流量系数、阻力系数和流场畸变指数等。进气道性能参数对推进系统的性能有直接而重要的影响。进气道按来流马赫数范围，可分为亚声速进气道、超声速进气道和高超声速进气道；按进气道在飞行器上布局位置的不同，可分为头部进气道、两侧进气道、腹部进气道和背置进气道；按调节方式不同，可分为几何可调进气道和几何不可调进气道。从气动布局及结构上看，进气道与机体密切相关，因此现代飞机和导弹的设计必须考虑进气道与机体一体化的技术问题。　（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

jinqidao bianjieceng xiechu zhuangzhi

进气道边界层泄除装置　inlet boundary layer bleed system　用吸气或分流的方式将进气道壁面附近的低能部分气流排出的装置。它是改善进气道性能和稳定性的一项重要技术措施。气流在进气道的减速增压过程中，由于边界层气流在逆压梯度条件下的流动以及激波和边界层的相互干扰，有可能引起气流分离，降低进气道的性能，甚至引起不稳定流动现象。因此在进气道的外压缩面上和喉部等处设置开孔区、开槽区或风斥等，将部分低能边界层泄除。边界层泄除将减少进气道的有效流量，并增加泄除阻力。进气道边界层泄除装置一般由开孔、开槽或风斥泄除区，集气腔，以及排出管道等几部分组成。　（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

jinqidao chuanzhen

进气道喘振　inlet buzz　超声速进气道在亚临界工作状态下，当后方节流到一定程度及流量系数下降到一定范围时，进气道产生的一种气动不稳定流动现象。这时进气道结尾激波从口内至口外前后振荡。气流参数同步振荡变化，其振荡频率较低，振幅较大。喘振将引起结构损坏和发动机熄火停车，造成飞行事故。因此，飞行器工作时应尽量避免进气道喘振的发生，一旦发生喘振，通常要打开放气门，使进气道脱离亚临界喘振状态。　（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

jinqidao chunkou

进气道唇口　inlet lip　进气道进口外壳的前缘部分。唇口几何形状将影响进气道的外阻和总压恢复性能。唇口的设计参数包括：前缘型面、前缘厚度、内唇角、外唇角和前缘半径。对于亚声速进气道，一般选用前缘半径较大、厚度较厚的内、外椭圆型面的唇口设计，以减小外阻及绕流分离损

失、并减少唇口流动对迎角变化的敏感程度。对于超声速进气道，一般选用前缘半径小的尖唇口型面设计，以减小波阻损失，但有时为兼顾亚、跨声速飞行时的进气道性能，选用适当加大的前缘半径和前缘厚度。内唇角的选择应考虑到进气道的波系组成。内、外唇角之差主要是考虑唇口强度和刚度而确定的。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao dongtai jibian

进气道动态畸变 inlet dynamic distortion 随时间变化的进气道出口流场畸变。进气道超临界工作状态下结尾激波与通道内边界层的相互干扰、高机动飞行下进气道内气流分离和发射武器等因素均将形成出口流场的动态畸变。动态畸变可分为周期性和随机性两种。进气道喘振或进气道前方周期性分离旋涡脱落均将形成平面压力波形的周期性动态畸变；而激波与边界层相互干扰以及强湍流度分离气流流动等均将形成随机性的动态畸变，出口流场气流参数的分布随时间的变化而变化。通常随机性动态畸变需要用统计函数来描述其基本特性。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

J

jinqidao dongtai xiangying

进气道动态响应 inlet dynamic response 进气道激波位置和气流参数对上、下游扰动影响的反应。衡量动态响应的主要参数有频率响应和传递函数等。进气道动态响应特性对进气道流动在过渡工况下的变化、进气道自动调节系统的设计和进气道一发动机共同工作特性等有着重要的作用。确定进气道动态响应特性的方法主要有两种：(1) 通过风洞吹风试验，实际测定其在扰动条件下的动态响应；(2) 应用数学模型进行进气道动态过程的数值模拟确定进气道的动态响应特性。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao fadongji xiangrongxing

进气道一发动机相容性 inlet-engine compatibility 发动机与进气道共同工作时相互影响和匹配的特性。它包括进气道与发动机流量和流场的相容性，或称流量匹配和流场匹配。在流量或流场严重不相容时，发动机就会出现气动不稳定、喘振或旋转失速。其后果是导致燃烧室熄火、涡轮叶片超温、发动机停车，甚至导致压气机叶片折断等。发动机工作适用性要求，在任何飞行条件下，发动机不出现气动不稳定，这就要求在整个飞行包线内研究进气道一发动机相容性。（撰写：陈辅群 修订：陈大光 审订：陈 光）

jinqidao fadongji xiangrongxing shifei

进气道一发动机相容性试飞 inlet-engine compatibility flight test 又称进气道一发动机匹配性飞行试验。研究和评定进气道一发动机匹配质量的飞行试验。试验是在原型飞机和飞行试验台上进行，试飞中必须测量进气道的性能参数、出口流场的稳态和动态畸变指数，以及发动机有关参数。为此需要在进气道和发动机流场中布置数百个测压点、测温点。在机上还需安装磁记录系统、遥测系统、模拟畸变指数计算装置和大型高速数字计算机等组成的数据采集和处理系统。（撰写：刘选民 修订：李振西 审订：张克荣）

jinqidao fanshe jiamubiao

进气道反射假目标 false targets caused by air-intake reflection 对机头进气的飞机，装于机头罩内的雷达开机后在一定距离范围内断续出现的假目标回波。经实验认为是由天线旁瓣辐射的电磁能在进气道里多次来回反射延迟后，从天线旁瓣进入接收机所产生的。进气道有如一高Q谐振腔，可以维持多次来回反射而逐渐衰减至接收门限以内，因此，在一定距离范围内出现假目标。断续出现则是由入射波与反射波的干涉现象所致。（撰写：林宏基 修订：许伟武 审订：包德聪）

jinqidao fangqimen

进气道放气门 inlet bypass door 将流入进气道内而发动机又不需要的多余空气向外排放的装置。通过放气门放气可以使进气道和发动机流量匹配，防止进气道进入喘振。放气通常带来阻力。放气门一般设置在进气道扩压段内，越靠近进气道出口，其放气效率越高，但设置位置常取决于飞行器结构。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao fuzhu jinqimen

进气道辅助进气门 auxiliary inlet door 在飞机起飞和低速大油门飞行时，为改善进气气流绕进气道唇口的分离和减小进气道喉道处的流速，而在进气道扩压段内设置的辅助进气口。辅助进气门的打开可显著地改善低速条件下的进气道与发动机流量匹配，减小进气损失，提高进气效率。辅助进气门通常是利用通道内、外的压差而自动开闭的，其进气量也与通道内、外压差有关。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao fujia zuli

进气道附加阻力 inlet additive drag 当进气道进口前产生溢流，流量系数小于 1.0 时，由于进口气流冲量与远前方自由流冲量不同而形成的阻力。流量系数越小，则附加阻力越大。它使推进系统的有效推力减小。亚声速进气道钝唇口情况下，进口前气流溢流流线弯曲，绕唇口流动可形成部分吸力，抵消部分附加阻力。超声速进气道尖唇口情况下，流量系数小于 1.0 时，由于超声速溢流流线折转减小了唇口前气流对外罩的迎角，削弱了唇口外罩的激波强度，同样会抵消部分附加阻力。通常以溢流阻力来综合表示附加阻力和部分外阻的降低，它等于附加阻力与外阻变化量之和。
（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao gongzuo zhuangtai

进气道工作状态 inlet operating condition 在不同的飞行条件下或不同的后方流量条件下进气道的工作情况不同，相应的主要性能参数也不同，从而形成了不同的工作状态。如外压式超声速进气道在一定的飞行马赫数条件下随后方节流条件不同，可形成三种工作状态：临界工作状态、亚临界工作状态和超临界工作状态。临界工作状态下，进气道结尾激波位于进口或喉道处，其相应的总压恢复系数为临界总压恢复系数，流量系数为临界流量系数，该状态是最佳的工作状态，在推进系统工作中希望能保持或接近于临界状态。当进气道后方节流程度减小及下游部件要求的流量大于进气道所能提供的流量时，结尾激波将向下游移动，激波强度增大，压力损失提高，同时使下游部件流通能力降低，满足流量平衡条件，这时进气道的工作状态为超临界状态，其总压恢复系数将低于临界工作状态。反之，如后方节流程度增加，则将使结尾激波移出口外，形成口外溢流，维持流量平衡，这时进气道的工作状态为亚临界状态，其流量系数将小于临界流量系数。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao houdao

进气道喉道 inlet throat 进气道通道内的最小流通截面。一般情况下几何面积最小的截面即为喉道，在考虑粘性边界层的影响后，有时气动喉道与几何喉道并不在同一截面。可调进气道的喉道位置和大小随工况而变化。喉道面积的选择对进气道总体性能有重要影响。亚声速进气道的性能通常是喉道气流马赫数的函数，一般其喉道马赫数在 0.7 ~ 0.8 范围内选用。超声速进气情况下，喉道马赫数将影响设计状态下的结尾激波的强度和总压恢复的大小，一般选用结尾激波前马赫数不大于 1.3 。内压式进气道的喉道将影响其起动性能和总压恢复的大小。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao liuliang xishu

进气道流量系数 inlet mass flow ratio 进气道实际流量的自由流管面积与进气道进口面积之比。用以表示进气道的流通能力和进口前的流管变化。当飞行器亚声速飞行时，自由流管面积可以大于、等于或小于进口面积，也即流量系数可以大于、等于或小于 1.0；当飞行速度为超声速时，自由流管面积只能等于或小于进口面积，也即流量系数只能等于或小于 1.0 。进气道流量系数是进气道重要的性能指标之一，它将直接影响进气道的附加阻力、外阻以及进气道和下游部件的流量匹配关系。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao shiyan

进气道试验 air intake test 研究飞行器进气道性能的风洞试验。进气道试验通常要求测量：(1) 进气道出口的总压恢复系数；(2) 进气道的流量系数；(3) 进气道出口截面的总压分布；(4) 进气道出口截面总压动态畸变及频谱；(5) 进气道的喘振边界；(6) 进气道出口截面流速的空间矢量及其在该截面的投影，绘出旋涡图谱；(7) 进气道的内部阻力和外部阻力；(8) 进气道内、外表面的压力分布；(9) 进气道进口处机身边界层厚度(两侧和腹部进气道模型)。进气道模型需与实物几何相似，但边界层隔道高度则按模型边界层计算。模型的内部形状要求从进气道进口模拟到发动机入口处，进气压缩面与唇口的几何外形必须严格模拟，进气道的外部形状可以模拟到进气道边界层放气口或放气门外。对于两侧进气及腹部进气布局，还必须模拟前机身外形。进气道模型出口截面处装有总压排管及静压探头，用以测量总压恢复及总压分布均匀度；在总压排管上安装脉动压力传感器或多孔探头即可测出流场的动态畸变或空间速度矢量分布。进气道模型的流量在超声速试验时可以通过调节节流锥的位置来控制；对低速试验则需抽气。有的进气道模型还装有应变天平，用以测量进气道的阻力。（撰写：恽起麟 审订：范洁川）

jinqidao texing

进气道特性 inlet characteristics 进气道的主要性能参数如总压恢复、流量系数等随飞行条件和后方流量条件而变化的规律。进气道特性有：速度特性、节流特性、迎角、侧滑角特性和调节特性等。在飞行器推进系统中，进气道是重要的组成部分，因而在不同的飞行条件和发动机工作状态下，推进系统的性能与进气道的特性有着密切的关系。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao waizuli

进气道外阻力 inlet external drag 进气道外壳从唇尖至最大截面之间表面上的阻力。外阻由外罩压阻和摩擦阻力所组成。超声速进气道中外罩压阻主要由激波形成，有时称之为波阻。在有些情况下，将附加阻力也作为外阻的一部分。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao wending yudu

进气道稳定裕度 inlet stability margin 进气道设计工作点的流量系数与喘振点流量系数的相对差值。为了避免进气道发生喘振，设计时应使进气道正常工作的流量系数大于进气道起始喘振的流量系数。该流量系数差量的相对值就是进气道的稳定裕度，稳定裕度常用 ΔK_S 表示，计算公式为

$$\Delta K_S = \frac{\phi - \phi_b}{\phi_b} \times 100\%$$

式中 ϕ 为正常工作的流量系数；ϕ_b 为喘振起始点的流量系数。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqidao zongya huifu

进气道总压恢复 inlet total pressure recovery 进气道出口气流总压与远前方来流总压的比值。是评定进气道性能的重要指标之一。总压恢复的大小将直接影响到飞行器推进系统的性能。影响进气道总压恢复的主要因素有：激波损失、激波—边界层干扰分离损失、壁面摩擦损失、流路弯曲和扩张损失等。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

jinqi jibian shiyan

进气畸变试验 inlet flow distortion test 在进气畸变条件下所进行的进气道—前机身缩尺模型试验及其全尺寸试验、压气机试验和发动机试验。试验的目的是：(1) 确定进气道畸变特性，非设计状态几何效应、放气效应，进气道流动稳定范围以及确定控制系统对进气道不稳定的影响；(2) 定量确定进气畸变对发动机或压气机性能和稳定性的影响。因此，试验计划应按航空推进系统的需要来制定。进气畸变试验的主要内容有：(1) 进气道全尺寸或缩尺模型风洞试验，用以确定进气畸变的畸变谱和畸变量大小；(2) 发动机和部件进气畸变试验，建立畸变基元与发动机稳定裕度损失的相关性，以评定进气畸变对发动机性能及稳定性影响；(3) 推进系统试验，包括海平面静止状态试验和高空试验舱或推进风洞试验，用来评定推进系统稳定性、系统不稳定故障模式；(4) 原型飞机试飞，由于风洞尺寸的限制，不可能模拟全部飞行姿态及推进系统内部气流的干扰等，因此应进行原型飞机试飞，以在整个飞行包线范围内最终验证推进系统的性能和稳定性。（撰写：叶培梁 审订：刘大响）

jinqi lizi fenliqi

进气粒子分离器 inlet particle separator 在发动机进口设置的将气流中的固态和液态粒子分离出去的装置。通常利用

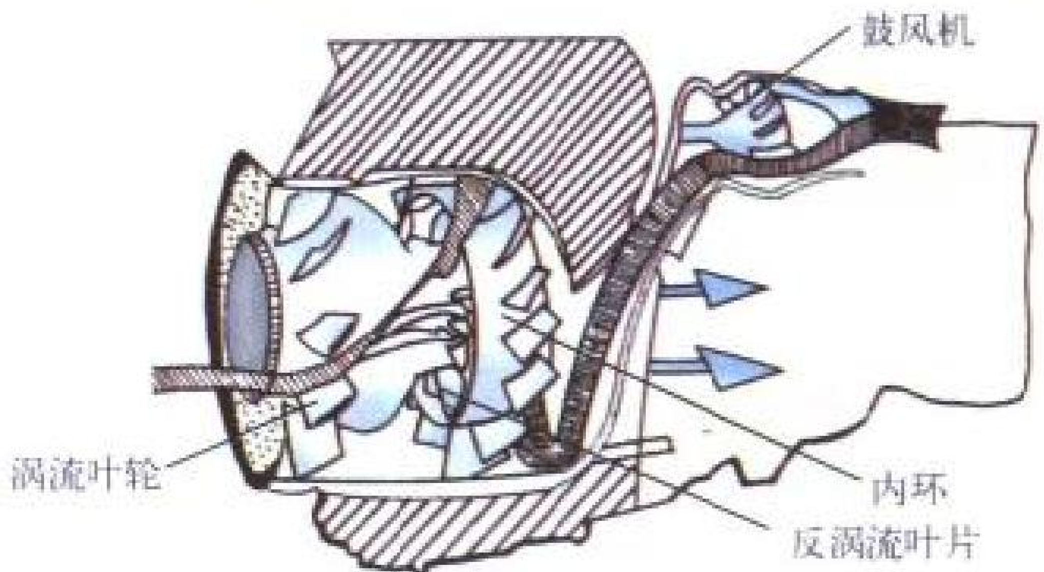


图 1 整体式进气粒子分离器

物体的惯性，将气流中含有的粒子外物分离出去。进气粒子分离器主要应用于直升机上。由于直升机不仅要在野外场地起降，包括在山区、沙漠、冰雪地区执行任务，而且要低空

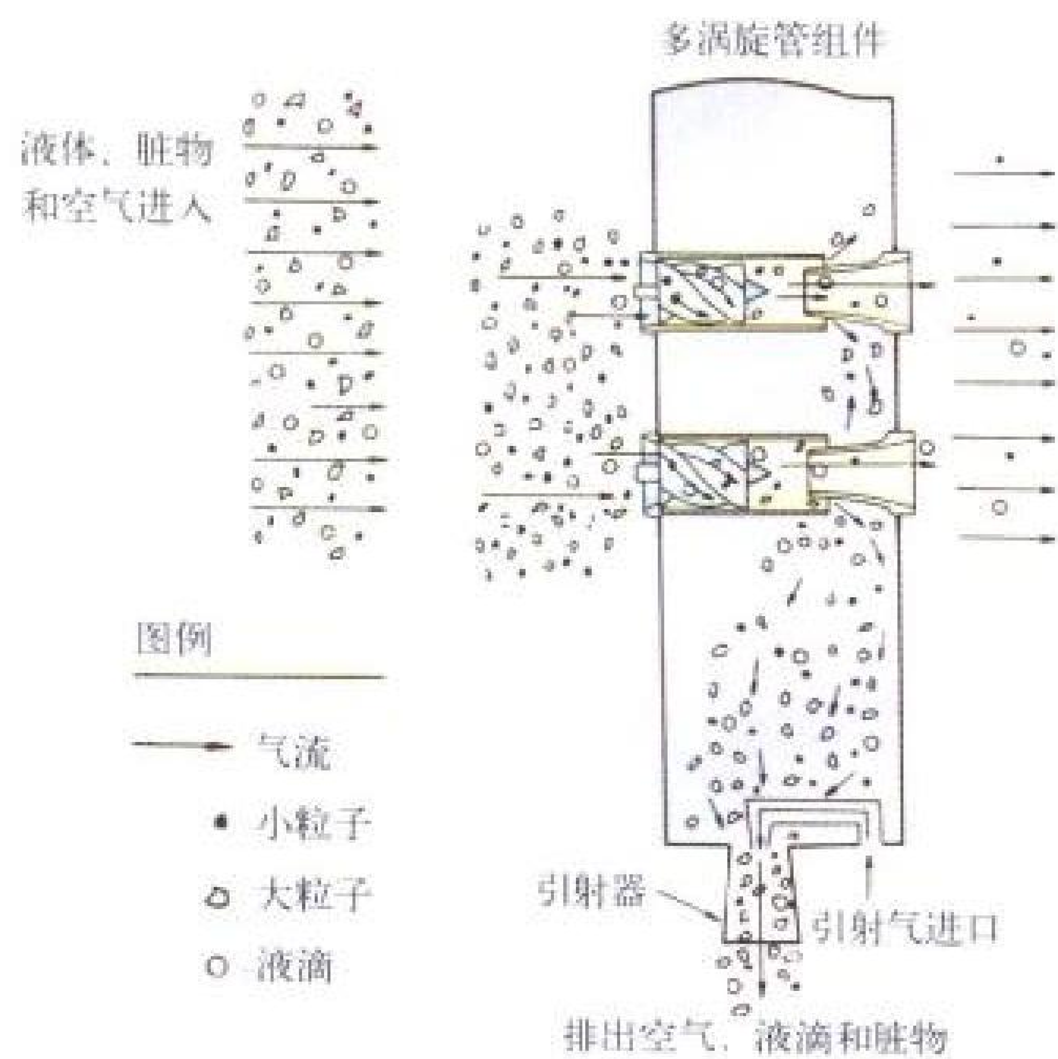


图2 多管式进气粒子分离器涡流管排列工作情况

悬停或贴地飞行，地面上大量的粒子将被发动机吸入，从而损坏压气机叶片或其他机械部分，使发动机性能下降，寿命缩短。一般安装有进气粒子分离器的直升机发动机，其寿命将比不安装进气粒子分离器的提高10倍以上。

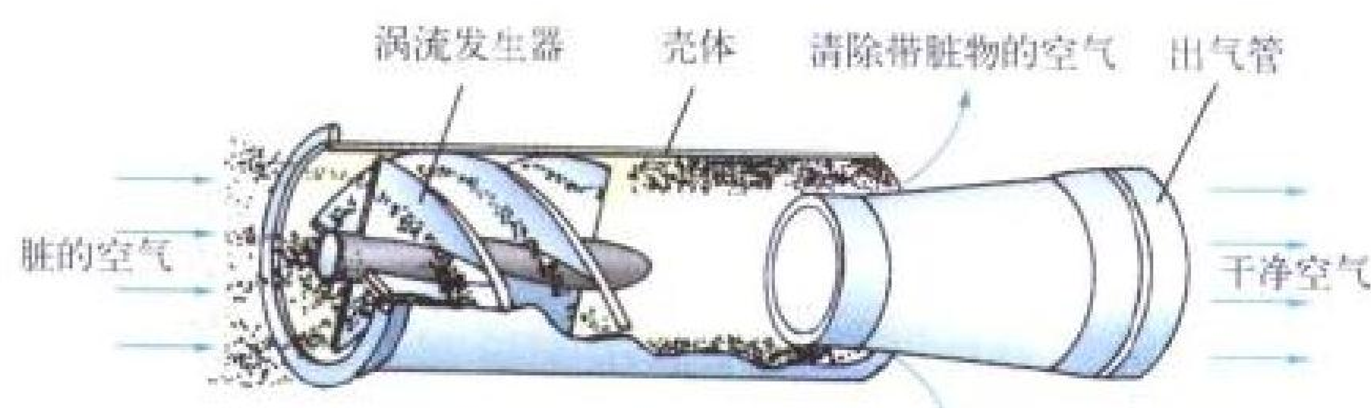


图3 多管式进气粒子分离器涡流管

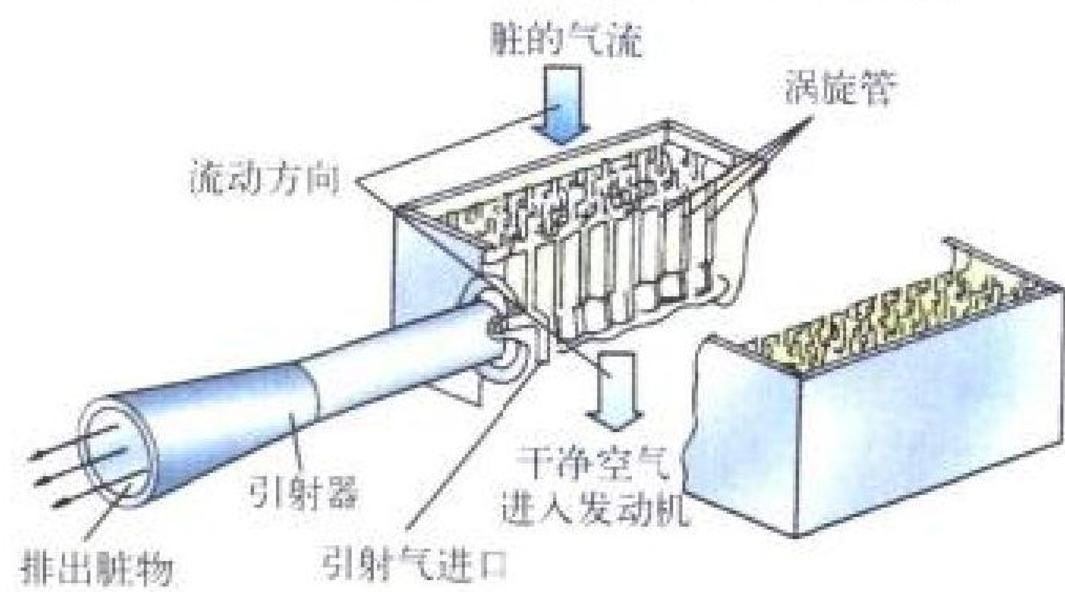


图4 多涡流管式进气粒子分离器

直升机进气粒子分离器结构类型主要有两类：一是多管式粒子分离器，由数百个甚至上千个安装在嵌板上的涡流管构成，每一个涡流管由旋风管和扩压段组成，进气粒子在离心惯性作用下，通过环形通道流入集砂腔，然后被高压引射气流抽排至机外；另一类为整体式进气粒子分离器，通常是依靠预旋叶片，将质量较大的外物抛向流路外壁，其余的则在曲率半径很小的向内转弯的流路中，将粒子流向外壁，然后由吹除气流排至机外。进气粒子分离器的主要性能参数为：进气总压损失、分离效率和提取功率。

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

jinqi yalibiao

进气压力表　manifold pressure gauge　测量活塞式发动机进气系统中混合气体或空气绝对压力的仪表。进气压力表的敏感元件是真空膜盒，进气系统的气体用管路直接通进密封表壳内（膜盒外面），当进气压力变小时，膜盒膨胀产生线位移，传动放大机构将这线位移变为带动指针的转动，指示进气压力。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

jinqi xuanliu jibian

进气旋流畸变　inlet swirl flow distortion　S形弯曲的进气道出口处，由于出现双涡流动引起的流场不均匀现象。当唇口气流存在分离（如大迎角或大侧滑角飞行）时，管道内会出现二次流，使总压亏损区的流体动量与支持径向平衡所需的静压梯度失去平衡，造成径向流动，发展成单涡加双涡的组合旋转流动，在界面上形成所谓的整体型（solid-body type）旋流畸变。与风扇或压气机旋转方向相同的旋流，会使某些发动机的稳定性裕度明显减少，使发动机压缩系统提早出现不稳定。试验表明，某些飞机进气道在高迎角下工作时，因唇口分离所激发的整体型旋流，其旋转角高达24°以上。在进气道内加扰流器，对防止整体型旋流的产生和降低畸变水平有极好的效果。

（撰写：陈大光　审订：陈　光）

jinqi zonghe jibian

进气综合畸变　inlet synthetic distortion　又称复合畸变或组合畸变。不同类型或不同性质的畸变组合在一起的流场不均匀分布。如发动机或压气机进口截面上同时存在总压畸变和总温畸变、稳态畸变和动态畸变、总压畸变和旋流畸变、周向总压畸变和径向总压畸变等均为综合畸变。为衡量综合畸变的量级可采用综合畸变指数，如俄罗斯采用的W指数反映了稳态周向总压畸变与动态面平均湍流度的综合，普·惠公司采用的KA_2指数和通用电气公司采用的ID指数综合反映了周向总压畸变和径向总压畸变。在有些情况下采用相关因子的方法反映综合畸变的影响，如总压畸变与总温畸变相综合时采用温度畸变相关因子和总压畸变一起与喘振增压比损失相关联。

（撰写：黄熙君　审订：陈　光）

jinqi zongwen jibian

进气总温畸变　inlet total temperature distortion　在进气道出口、发动机进口的界面上出现总温流场不均匀的现象。发动机在吞入热气（如发射武器）时，进口界面上会出现总温突升和总温不均匀流。流经上游压气机（风扇）部件的总压畸变，在下游部件的进口也会产生总温畸变。与总压畸变不同，总温畸变不但会使压缩部件稳定性边界下降，使稳定裕度下降，而且还会相应地引起转子各部分的换算转速不同，造成部件高低温部分热不匹配，使工作线也受到影响，而总压畸变仅对稳定性边界产生影响。在评估总温畸变对发动机稳定性影响时，除应附加考虑上述不同影响外，其他许多评估方法都与总压畸变影响的评估相类似。

（撰写：陈辅群　修订：陈大光　审订：陈　光）

jinqi zongya jibian

进气总压畸变　inlet total pressure distortion　在进气道出口、发动机进口的界面上出现总压流场不均匀的现象。总压畸变有稳态总压畸变和动态总压畸变两种。稳态总压畸变指界面总压仅随空间变化而不随时间变化；动态总压畸变指界面总压不仅随空间变化，而且还随时间变化。按畸变图谱可分为周向畸变和径向畸变。

（撰写：陈辅群　修订：陈大光　审订：陈　光）

jindi gaojing xitong

近地告警系统　ground proximity warning system　能对

飞机近地时的某些不安全飞行状态进行检测和报警的装置。近地告警系统接收飞机地理位置、高度、空速、高度变化率、下滑偏离和襟翼及起落架位置等信息，根据存贮的有关地形、障碍物等信息，依据设定的告警条件进行实时检测，如预测飞机航线与地形或障碍可能发生碰撞，自动发出声、光报警，声报警采用话音报警。该系统可以单独使用，也可作为中央告警系统的分系统。数字式近地告警系统已在大、中型客机上得到普遍应用。

（撰写：潘之劲　修订：袁晓晗　审订：金德琨）

jinju kongzhong zhiyuanji

近距空中支援机　close air support aircraft　见攻击机。

jinshi mianji

浸湿面积　wetted area　又称浸润面积。物体与流经的流体直接接触的面积。它是计算摩擦阻力的一个重要依据，在其他条件相同时，浸湿面积越大，摩擦阻力越大。

水上飞机的浸湿面积，是指水上飞机在水面运动过程中，船身被水浸湿的表面面积。其大小随飞机运动速度不同而变化，低速航行时船身侧面及舭线浸水，浸湿面积较大；中速、高速滑行时只有船底部分浸水，浸湿面积较小。

（撰写：航　科　审订：刘秋爽）

jingji kechengshouxing

经济可承受性　affordability　用户评价为购买满足指定性能指标的产品而付款项和该产品在全寿命周期内的使用成本、维修成本的总开支的可接受性。这是一种按广义的性能价格比对产品进行评价的指标。美国空军引入这项评价指标是由于军用航空电子设备在军用飞机总成本中的比例已经达到了 30%～40%，少数高性能军用飞机的航空电子设备成本已达飞机总成本的 50% 左右；另外，航空电子设备的使用和维修成本较高，致使飞机航空电子设备总开支高得难以接受。为了降低航空电子设备总开支，美国空军对新型军用航空电子设备采取了一些新的措施，如开始放弃军标而采用民用标准，以降低设备成本；另外，通过采用综合化程度更高的、开放式系统结构，使分系统设备、传感器、甚至天线也进一步得到综合，减少它们的数量，而且由于系统结构特点易于进行维修、更改和扩充，可以达到降低重量、提高机载航空电子系统的可靠性和可使用性、降低使用成本和维修成本的目的，提高航空电子产品的经济可承受性。

（撰写：邵启平　审订：金德琨）

jingji shouming

经济寿命　economic service life　根据对所获得的数据（如试验数据）进行分析得出的修理一个失效单元比用新单元替换更经济的使用期。或者说，当由于疲劳、意外损伤或环境侵蚀所引起的飞机结构较广泛的损伤，使得该飞机的使用目标不能通过可接受的经济维修方式保持，此时所对应的使用时间。定量地确定经济寿命可采用两种形式，即裂纹超出量的概率和修理与更换费用比。这两种形式均要求有一个能定量地确定使用时间的函数关系，即通过耐久性分析和试验来确定经济寿命。

飞机的经济性必须和其性能、强度、可靠性综合地考虑。在一定性能与可靠性要求下，随着飞行时间的增加，损伤部位数量、大小也随着增加；因而修理费用增长，检查间隔缩短，因停飞所带来的经济损失加大，致使飞机继续使用下去成为不经济的，由此引出经济寿命的概念。经济寿命为飞机退役寿命的指标之一。（撰写：郦正能　审订：张躬行）

jingji xiuli jixian

经济修理极限　economic repair limit　可经济地进行修理的最大的损伤尺寸。其值要根据修理费用，功能性损伤尺寸，细节结构形式和损伤形式来确定。

（撰写：郦正能　审订：张躬行）

jingji xunhang sudu

经济巡航速度　economic cruise speed　经济巡航状态下的飞行速度。巡航飞行条件下发动机工作最经济的状态为经济巡航状态，通常用于耗油率最低的长时间巡航飞行。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

jingji xunhang zhuangtai

经济巡航状态　economic cruising rating　飞机巡航飞行条件下发动机工作最经济的工作状态。工作时间不限；通常用于耗油率最低的长时间巡航飞行。

（撰写：张　津　审订：陈大光）

jingmi jinchang leida

精密进场雷达　precision approach radar　又称着陆雷达。引导飞机进场着陆的三坐标雷达。主要在能见度差、云底较低的复杂气象条件下引导飞机着陆。雷达通常设置在跑道的一侧，朝向飞机着陆方向。探测着陆方向左、右约 10°、仰角 −1°～+8°，距离 20～40 km 范围内，进场着陆的飞机。精密进场雷达由天线、收发机、信号处理机和显示器等组成，通常工作于 3 cm 波段。雷达测量目标仰角及高度的方法，除早期的 V 型天线体制外，目前大多是在仰角上采用机械的或电子的快速扫描天线或多波段雷达实现对目标仰角及高度的测量。当飞机进场着陆时，雷达的水平与垂直天线辐射的窄波束（0.5°～1.5°），依次作方位、俯仰扫描，将探测到的飞机的方位、仰角及距离信息，经接收处理后在方位及仰角显示器上显示。地面领航员将显示器上目标坐标与飞机预定进场着陆航向、下滑航道进行比较，然后，利用地空通信电台指挥飞机进入航道，引导飞机安全着陆。精密进场雷达主要用于军用机场，采用动目标指示（MTI）体制，并具有抗多种电子干扰措施。　（撰写：马芳田　审订：陈国华）

jingmi yibiao zhuolu dengji

精密仪表着陆等级　precision instrument landing category　简称精密仪表着陆。进近（场）飞机按仪表规则进近（场）着陆时，借助专门的无线电进近引导系统（例如仪表着陆系统、微波着陆系统）实施的仪表进近（场）着陆程序。设计精密仪表着陆程序时根据机场环境、跑道设施及其进近（场）着陆引导系统的精度和可靠性对应于不同天气条件运行规定了精密仪表着陆等级。通常分为 3 个等级或类别（category），对应于 3 种天气条件，用允许着陆的云幕高和跑道视程表示。等级越高，允许的天气标准越宽。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

jingliushi wolun

径流式涡轮　radial flow turbine　又称径向式涡轮。在子午

面上工质流动的方向基本上为径向的涡轮。可分为向心式和离心式涡轮。前者工质从叶轮外缘向中心流动；后者工质从叶轮中心向外缘流动。径流式涡轮通常由一排导向器叶片（又称喷嘴）和一个叶轮组成。气流在导向器叶片和叶轮中均为加速膨胀过程，将工质的能量转化为涡轮轴输出的机械能。其特点是级膨胀比大、功率重量比大、效率较高（通常为0.86 ~ 0.90），但流量小、径向尺寸较大、转速高、功率小（通常在1000 kW以下）。它可用于小型燃气轮机装置、柴油机和汽油机废气增压器的动力，制冷和低温工程膨胀机，飞机座舱空调设备膨胀机以及飞行器的辅助动力装置。当这种涡轮采用可调导向器叶片时，既可进行流量调节，扩大运行范围，还可实现机组倒车运行，因而已成功用于中、小型船舶的主机动力。（撰写：黄忠湖 审订：陈矛章）

jingbuding jiegou

静不定结构 statically indeterminate structure 又称超静定结构。内力不能仅由静力平衡方程确定的结构。求解内力还必需附加变形一致条件。静定结构各元件的内力包括支座反力，只应用静力平衡条件就可以完全被确定。但在实际的航空结构中为了增加结构的刚度及可靠性，经常增加多余约束。这样结构的未知内力数多于可以列出的独立的静力平衡方程数目。静不定结构的主要特点是：(1) 具有多余约束的几何不变系统；多余的约束数就是系统的静不定度数；(2) 既满足平衡条件又满足变形协调条件的解才是唯一的；(3) 由于求静不定结构的内力必须利用变形协调条件，所以静不定结构的内力不仅与载荷有关，还与元件的截面尺寸以及材料性质有关，或者说静不定结构的内力是按元件之间的相对刚度来分配的；(4) 在多余约束遭完全破坏时，仍是一个几何不变系统，继续具有承载能力。（撰写：张家顺 审订：何君毅）

J

jingding jiegou

静定结构 statically determinate structure 具有最少必需约束的几何不变结构，或仅用静力平衡方程即可确定元件内力的结构。当把结构看成是由一些自由体和另一些起约束作用的元件组成时，其约束数 C 必须大于或等于自由度数 N。当 $C=N$ 时，表示结构具有最少必须的约束，整个结构在外载荷作用下处于平衡。如果用未知的约束力代替约束物，则每个自由体在相应的外载荷和约束力的作用下也将处于平衡。对于整个受载结构，所能列出的独立的静力平衡方程的数目等于其自由度 N，而方程中所包含的未知约束力数目就等于约束数 C。对于具有最少必需约束的结构，可列出的静力平衡方程的数目就等于方程组中包含的未知力的数目，仅用静力平衡方程便可求得全部内力，且内力是有限值。

（撰写：张家顺 审订：何君毅）

jingqiangdu fenxi

静强度分析 analysis for static strength 结构在室温与静载荷条件下应力与变形状态的计算分析。结构静强度计算中不考虑载荷的反复作用，认为载荷是以极其缓慢的速率施加的，因而结构的响应也是静态的，也不考虑材料的动态性能等因素。惯性力按达朗伯原理作静载荷处理。静强度分析，主要包括应力应变计算，变形计算以及静力稳定性分析；并进而对强度刚度要求进行校核。传统的静强度分析中有较多的简化假设，也不考虑存在裂纹的情况。随着科学技术的进步，基于有限单元法的现代静强度分析，可以获得相当精确的结果。（撰写：张躬行 审订：何君毅）

jingtai xingneng zhibiao

静态性能指标 static performance index 表征仪表、传感器等装置与系统静态性能的度量术语。有分项性能指标和综合性能指标两种。迟滞、重复性、线性度（对线性系统）或符合度（对非线性系统）是分项指标；总精确度（简称精度）或总不确定度是综合指标。迟滞是表征仪表、传感器等系统在正（输入量增大）、反（输入量减小）行程期间输出—输入特性曲线不重合的程度。重复性是表征仪表、传感器等系统在输入量按同一过程作全量程连续多次变动时，所得的特性曲线不一致的程度。线性度是表征仪表、传感器等线性系统的校准曲线和理论直线的接近程度。符合度是表征仪表、传感器等非线性系统的实际输出特性和理论函数特性之间的符合程度。（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

jingwen

静温 static temperature 在流动过程中气体本身实际具有的温度，即运动气体的当地温度。理论上只有当温度传感器相对于气流静止时，或者说和气流一起运动时才能准确地测出来，故名"静温"。当飞机在大气中飞行时，飞机远前方的静温是指该飞行高度上未受飞机扰动的大气温度。完全气体在定常、绝热流动时，总温 T_0、静温 T 和当地马赫数 M 存在以下关系

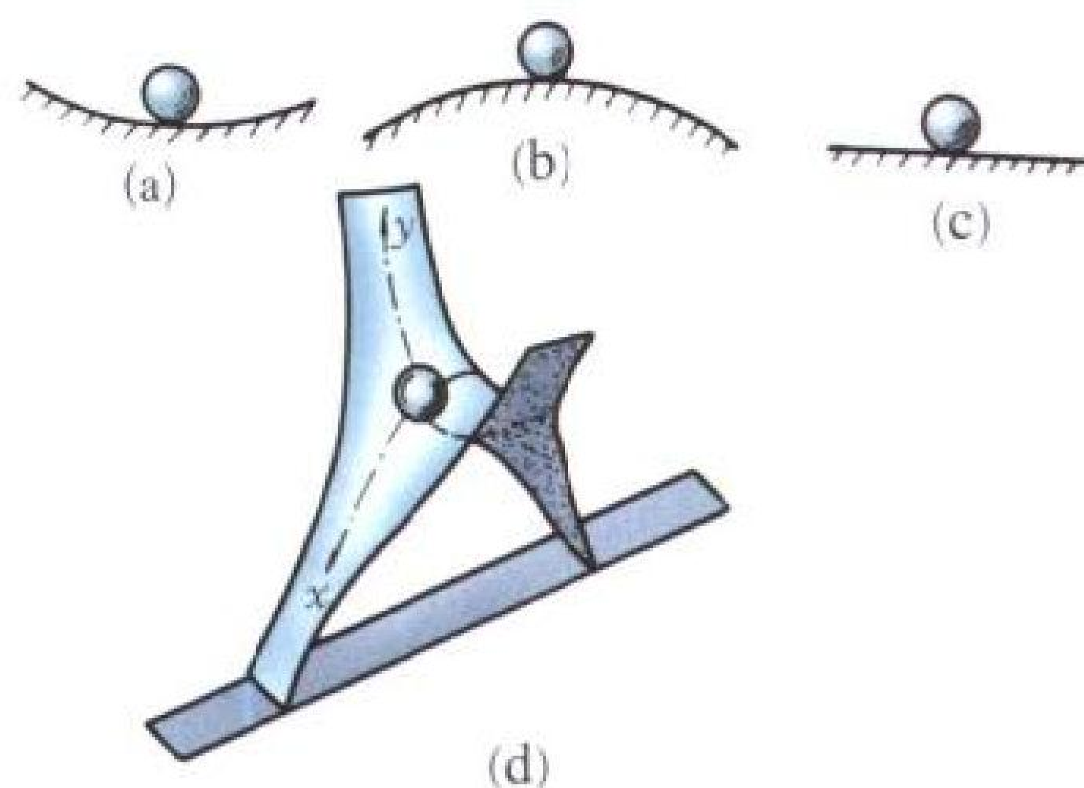
$$T_0/T = 1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M^2$$

式中 γ 为完全气体的比热比，对于空气，$\gamma=1.4$。由于平飞时静温保持不变，气体的总温随马赫数的增大而增大。

（撰写：航 科 审订：张仲寅）

jing wendingxing

静稳定性 static stability 物体受扰动偏离平衡状态后，在扰动停止瞬间，某些特定的位置参数或运动特性参数有恢复原来平衡状态趋势的一种特性。图中显示了简单的位置静稳定性的几种情况。情况 (a)：当小球偏离其平衡位置后，有恢复原来位置的趋势，称为具有静稳定性。情况 (b)：小球有偏离平衡位置的趋势，称为静不稳定。情况 (c)：小球可停留在任何受扰动后的位置，称为静中立稳定。情况 (d)：



静稳定性示意图

在 y 自由度内具有静稳定性，而在 x 自由度内是静不稳定的。飞机也有类似情况，有时它在纵向运动中具有静稳定性，而在横侧运动中是静不稳定的。具有静稳定性的飞行器不一定能最终恢复到原来的状态，也就是说，不一定具有动稳定性。但理论分析表明两者之间存在一定的内在联系。飞

机的纵向(或侧向)静稳定性可用飞机升力(或侧力)增量的作用点和重心的相对位置来表征。现代飞机在采用电传操纵等措施的情况下，为达到减小空气阻力和减轻重量的目的，有时故意将飞机本身设计成静不稳定的(即所谓“放宽静稳定性”)，但是连同自动装置在内的整个系统仍是稳定的。

(撰写：赵震炎　审订：肖业伦)

jing wending yudu

静稳定裕度　static margin　在指定的操纵状态下，当飞机保持定常直线飞行状态时，飞机俯仰力矩系数对升力系数的全导数，取相反符号，即 $-dC_m/dC_L$。对应于升降舵固持状态、升降舵松浮状态、驾驶杆固持状态、驾驶杆松浮状态这四种操纵状态，有四种不同的静稳定裕度。它们的性质是：(1) 固舵静稳定裕度：等于固舵中性点在飞机重心之后的距离在纵轴上的投影除以参考长度。它决定在直线飞行中为改变飞行速度所需要的升降舵偏角。若固舵静稳定裕度为正，则为了增大飞行速度，应使升降舵(后缘)向下偏。(2) 松舵静稳定裕度：等于松舵中性点在飞机重心之后的距离在纵轴上的投影除以参考长度。它决定在直线飞行中为改变飞行速度所需要的铰链力矩。若松舵静稳定裕度为正，则为了增大飞行速度，应施加使升降舵(后缘)向下偏的铰链力矩。(3) 握杆静稳定裕度：等于握杆中性点在飞机重心之后的距离在纵轴上的投影除以参考长度。它决定在直线飞行中为改变飞行速度所需要的驾驶杆位移。若握杆静稳定裕度为正，则为了增大飞行速度，应将升降舵驾驶杆向前移动。(4) 松杆静稳定裕度：等于松杆中性点在飞机重心之后的距离在纵轴上的投影除以参考长度。它决定在直线飞行中为改变飞行速度所需要的驾驶杆力。若松杆静稳定裕度为正，则为了增大飞行速度，应施加向前的升降舵驾驶杆力。飞机静稳定裕度主要决定飞机纵向短周期运动特性，也与长周期运动特性相关联。

(撰写：肖业伦　审订：顾诵芬)

jingya

静压　static pressure　在流动过程中，流体本身实际具有的压力，即运动流体的当地压力。理论上，只有当压力传感器相对于气流静止时，或者说和气流一起运动时才能准确地测出它来，故名“静压”。当飞机在大气中飞行时，飞机远前方的静压是指该飞行高度上未受飞机扰动时的大气压力；当飞机上测压元件对周围大气几乎不产生扰动时，可以近似测得当地压力。

完全气体在定常、等熵流动时，总压 p_0、静压 p 和当地马赫数 M 存在以下关系

$$\frac{p_0}{p}=\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

式中 γ 为完全气体的比热比，对于空气，$\gamma=1.4$。因为平飞时静压保持不变，气体的总压随马赫数的增大而增大。

(撰写：张仲寅　审订：吕志咏)

jiuhuji

救护机　ambulance aircraft　能将伤员或病人从战场或病区运往医院，或能直接进行医疗的飞机和直升机。救护机一般用客、货机或直升机改装而成。救护机内有较大的空间用于安放医疗救护设备和担架。救护机一般有较大的航程和续航能力并具有短距起降性能。

(撰写：谷　星　修订：赵群力　审订：任源博)

jiushengbao

救生包　survival kit, survival pack　放置救生物品的容器，即乘员携带的必要生存物品包。置于椅盆内兼作座垫的称座式救生包；置于乘员背部兼作靠背的称背式救生包。用特种纺织材料(多用锦丝帆布)制成的称软式救生包；用铝合金或玻璃钢等刚性材料制成的称硬式救生包；既用纺织材料又用刚性材料制成的称半硬式救生包。放置水上救生物品的称海上救生包；放置高原寒区用救生物品的称寒区救生包；放置热带雨林区用救生物品的称热带救生包，放置沙漠地区用救生物品的称沙漠救生包。有时用救生伞包兼作救生包，一般连接在救生伞背带上，人椅分离后随乘员一起降落。救生包应不透水并具有浮力(如气囊)，操纵手柄开包，落水后由水激活电池或击发燃气机构实现救生包自动打开和救生船等自动充气。着陆或着水后立即利用救生包内设备和物品进行自救、呼救和维持生命。应急供氧器常置于救生包中。

(撰写：徐正忠　审订：袁修干)

jiusheng lianluo shebei

救生联络设备　rescue communication equipment　乘员应急离机降落地面或水面后发出呼救联络信号的设备。包括无线电信号设备，目视信号设备和耳听信号设备。无线电信号设备有雷达角反射器、救生电台、救生信标机等，联络距离远，可缩短搜索时间。目视信号设备有烟火管、信号弹、太阳光反射镜、水面或雪地染色剂、手电筒等。耳听设备有口哨、警笛等。救生信标机通常与背带系统相连，在救生伞展开瞬间自动接通，发出信号。其他联络设备一般置于救生包和乘员服装的专用口袋中。(撰写：徐正忠　审订：袁修干)

jiushengsan

救生伞　emergency parachute　旧称保险伞。使应急离机乘员安全返回地面而获救的降落伞。由主伞、背带、伞包、伞衣套和引导伞等组成。应急离机后手拉或自动开伞，乘员稳定减速下降并安全着地。按系挂或安放位置分坐式、背式、胸式和箱式。坐式救生伞置于乘员臀部，伞包内装有自动开伞器、应急供氧设备和救生物品。背式救生伞置于乘员背部，伞包内装有自动开伞器和应急供氧设备。胸式救生伞位于乘员胸部，与背带为活动连接，平时乘员不背伞，应急时再挂上。主要用于空中作业人员救生。箱式救生伞置于弹射座椅的伞箱内，应急离机后由射伞枪等装置实施开伞。弹射救生常用箱式或坐式救生伞。救生伞作为救生设备于 19 世纪初在气球上首先应用。第一次世界大战期间用于战斗机乘员跳伞救生。当飞机飞行速度超过 400 km/h 时，跳伞救生已不可能，而救生伞成为弹射救生系统和火箭牵引救生系统的组成部分。由于采用了有效的减小开伞动载、



JS-10D 飞行员救生伞

强制开伞、加速伞衣充气展开等措施，已能保证 600 km/h 以上速度、60 m 高度条件下开伞并安全救生。中国制造的 JS-10D 飞行员救生伞见图。

（撰写：葛宝歧　审订：袁修干）

jiusheng xingneng baoxian

救生性能包线　escape envelope, safe ejection envelope　简称救生包线，又称安全弹射包线。应急离机救生系统能为乘员提供安全救生的最大范围(飞行速度、高度、姿态、下沉率等)。它是衡量救生系统是否先进的重要指标，常用飞行高度—飞行速度、飞行姿态—最小安全弹射高度等曲线表示。努力扩大救生性能包线，可以提高救生成功率。使用安全弹射包线显示系统将可避免在救生性能包线外弹射。

（撰写：李锐　高闻天　审订：袁修干）

jiusheng xunlian

救生训练　escape drill, ejection training, survival training　对飞行人员进行有关航空救生过程及救生设备等的知识教育和操作训练。主要包括：跳伞、弹射过程各环节教育与操作训练；各种救生设备介绍和使用训练；提高对跳伞，弹射的适应能力和处置各种紧急情况的能力；提高心理素质。许多跳伞、弹射失败或受伤是由于驾驶员心理素质差，操作不熟练，特殊情况应急处置能力差及贻误有利时机所致。跳伞训练在跳伞平台、伞塔、热气球或飞机上进行。弹射训练多在弹射练习器或弹射试验台上进行，只能体验弹射过载及弹射操纵，不能系统模拟空中弹射的各种状态和过程。我国 TSQ-1 型弹射跳伞练习器，能模拟各种飞行高度和速度时弹射、抛盖、约束、高速气流吹袭等各种情况及真实动作，还可模拟救生系统各种故障，训练驾驶员应急处置能力，是一种较好的弹射跳伞训练器具。生存训练是将驾驶员置于各种恶劣环境(如海上、森林、沙漠)中训练驾驶员对恶劣环境的适应能力和对各种应急物品的使用。

（撰写：高闻天　审订：袁修干）

juyu zengqiang xitong

局域增强系统　local area augmentation system (LAAS)　见电子卷。

juli mohu

距离模糊　range ambiguity　脉冲雷达的目标回波相对发射脉冲的延时超过其重复周期，使收发脉冲的对应关系混乱，同一个距离读数，可能对应几种目标真实距离的现象。脉冲多普勒雷达工作在高重复频率波形时，发生距离的高度模糊；工作在中重复频率波形时，发生轻度距离模糊；工作在低重复频率波形时，一般不发生距离模糊。

（撰写：林宏基　修订：许伟武　审订：包德聪）

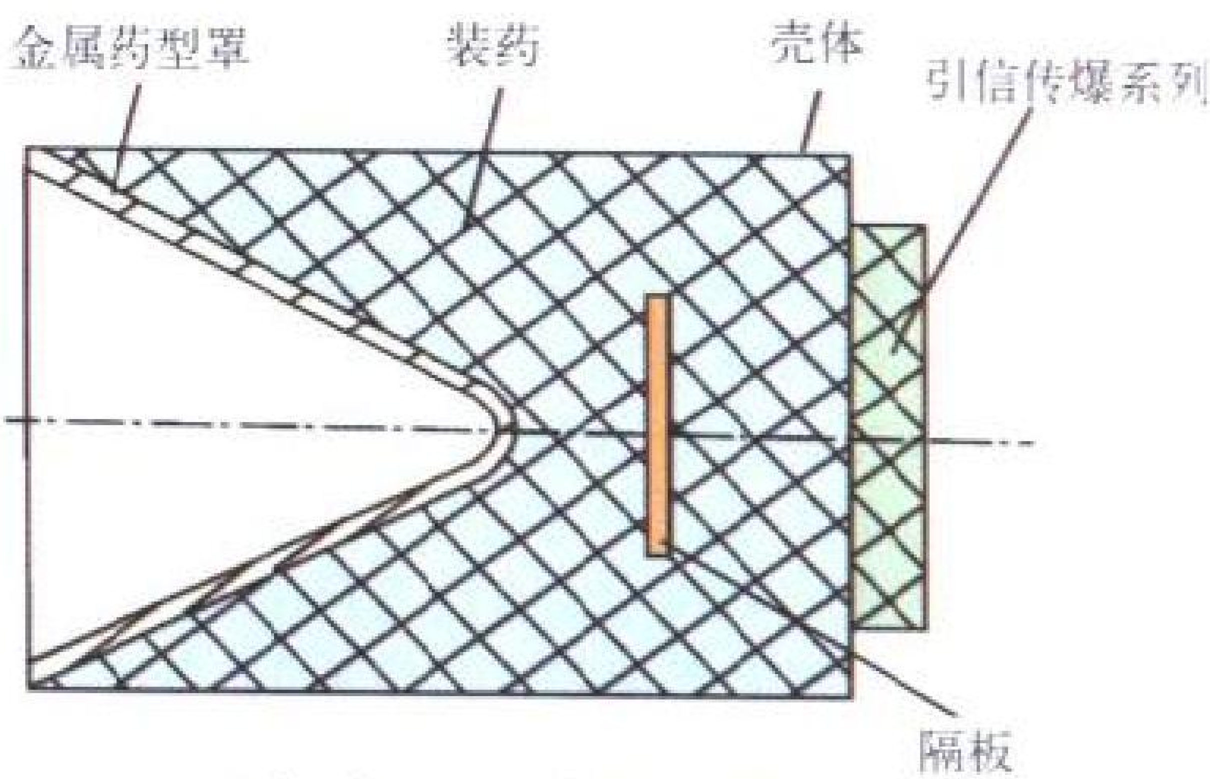
juneng baopo zhandoubu

聚能爆破战斗部　shaped-charge blast warhead　聚能破甲战斗部的一种，通常用来对付装甲较厚的大、中型舰船，具有聚能穿甲和爆破两种作用。聚能爆破战斗部炸药装填系数高达 75%。战斗部爆炸后，10% ~ 30% 的能量用于形成粗而短的金属喷流，将舰船装甲穿透一个较大的孔，与此同时伴有的强冲击波和爆炸产物则起直接杀伤破坏作用。

（撰写：苏国安　审订：王祖典）

juneng pojia zhandoubu

聚能破甲战斗部　shaped-charge armor-penetrating warhead　炸药爆炸时利用聚能效应形成的连续密集的高温、高压、高速金属喷流穿入装甲目标内杀伤人员和设备的战斗部。金属喷流只有在最有利的炸高和着角条件下才能充分发挥作用，必须直接命中目标，或距目标一定距离时引爆战斗部。聚能破甲战斗部具有能量密度高、方向性强、局部破坏作用大等特点，目前广泛用在炮弹、炸弹、火箭弹、导弹上，攻击坦克、军舰及其他坚固目标。聚能破甲战斗部的威力常以破甲深度、破甲率和后效来评定。聚能破甲战斗部由外壳、金属药型罩、装药、隔板、引信传爆系列等组成(见图)。其聚能



聚能破甲战斗部示意图

破甲威力与金属药型罩的材料、形状、结构尺寸和装药的质量、性能，以及隔板的结构等有关。

（撰写：苏国安　审订：王祖典）

juecetu

决策图　decision diagram　进行预防性维修工作逻辑分析决策所用的流程图。在以可靠性为中心的维修分析中表示决策过程的图表，可从对其中一串问题的“是”或“否”的回答确定对重要功能产品(或结构项目)的适当维修措施。在各种以可靠性为中心的维修分析标准中，所用的决策图在原理上都是一样的，但形式上略有不同。在 20 世纪 70 年代民航机与军用机都广泛采用的维修大纲制订文件 MSG-2 中，重要功能产品和结构项目所用的决策图是相同的。由于功能产品与结构项目在预防性维修要求上各有特点，故从 80 年代以来，在各种维修大纲制订文件中，对重要功能产品和结构项目采用不同形式的决策图，如民航界通用的制订文件 MSG-3。重要功能产品用的决策图一般分为上下两层：上层用于把故障划分为明显的或隐蔽的，并把故障后果划分为安全性的(含污染环境)、任务性的(或称使用性的)或经济性的；下层用于按故障原因选择重要功能产品适用的预防性维修工作类型。结构项目用的决策图首先把结构项目划分为重要结构项目与一般结构项目，然后按重要结构项目对疲劳损伤、环境损伤与偶然损伤的评级结果确定其适用的检查等级及其间隔期，对一般结构项目，按类似结构项目的使用经验或承制方建议确定一般目视检查的间隔期。

（撰写：王立群　审订：耿荣生）

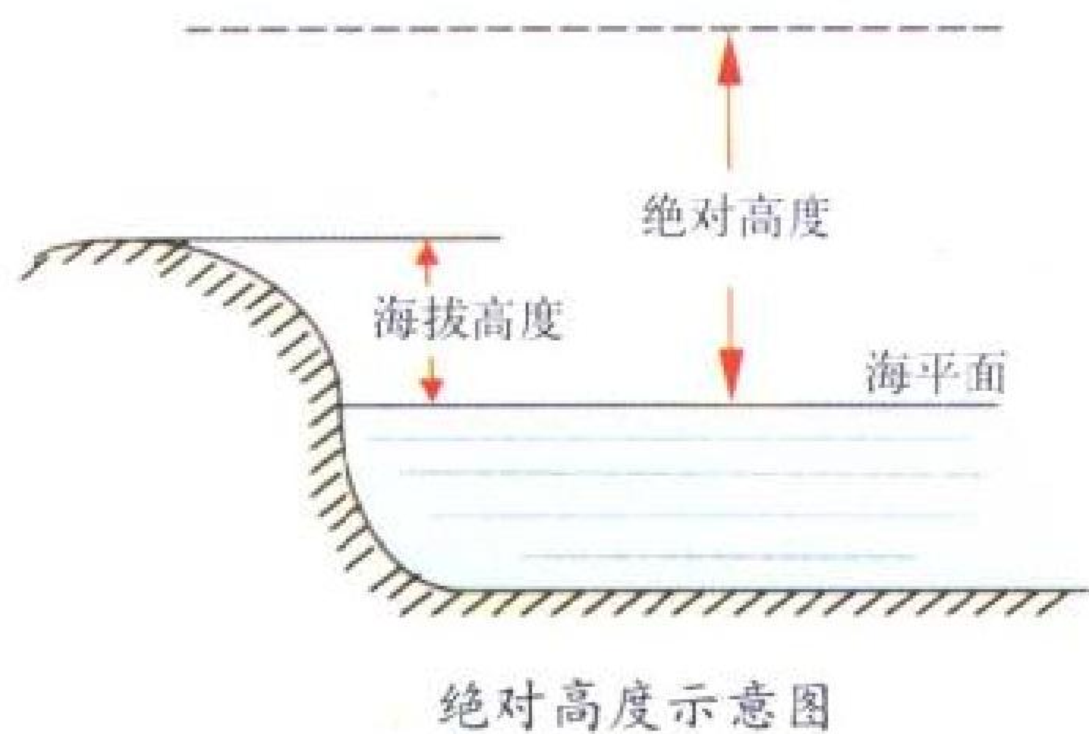
jueduan gaodu

决断高度　decision altitude (DA)　在精密进近(场)中，根据驾驶员是否已经见到继续进近(场)所需要的目视参考物，否则应立即复飞的限制高度点，即复飞点处的限制高度。见到所需的目视参考，意味着能视见进近(场)区的参考物，并经历足够时间供驾驶员评估飞机相对于希望的飞行路线间的

位置和位变速率，以后才能进行放心的目视着陆。为安全起见这个点的最低高度规定为不得低于进近(场)路线两侧附近障碍物所要求的净空高度。因而决断高度就是在精密进近(场)中接近跑道入口之前驾驶员作出是否继续进近(场)着陆还是复飞的关键点。决断高度值已在该机场精密进近(场)图上规定，用两种办法表示：一为决断高度(DA)，以平均海平面为基准，飞机接地时高度表指示机场海拔高度，另一为决断高(DH)，以机场平面为基准，飞机接地时高度表指示为0高度。Ⅰ类、Ⅱ类、Ⅲ类仪表着陆对应的决断高度不同，Ⅲ类仪表着陆对在决断高度上视见所需目视参考另有专门的程序和运行规定。　（撰写：周其焕　审订：薛文安）

juedui gaodu

绝对高度　absolute altitude　飞行中航空器相对于平均海平面的高度，即航空器到平均海平面的垂直距离(如图所示)。对于地面地形高度来说，绝对高度也就是等于海拔高度。



绝对高度示意图

（撰写：李志强　审订：赵杰）

juedui shidu

绝对湿度　absolute humidity　又称水汽含量或水汽密度。单位体积空气中所含水汽质量(g/m^3)。绝对湿度不能用直接测量的方法获得。一般用下面公式推算

$$a = 289\,e/T \quad (e\text{单位为 mmHg})$$

或

$$a = 217\,e/T \quad (e\text{单位为 mbar})$$

式中 a 为绝对湿度；e 为水汽压；T 为绝对温度。

（撰写：王吉昌　审订：薛顺来）

juedui yali tiaojieqi

绝对压力调节器　absolute pressure regulator　使出口空气绝对压力保持为一定值或按某一特定规律变化的压力调节器。实质上是一种减压装置。当增压供气源压力随飞行高度、飞行速度及发动机工况等改变而有较大变化时，在引气系统中安装绝对压力调节器，可使制冷系统入口压力不受干扰。早期使用的绝对压力调节器多为不变出口压力调节器，按结构可分为直接作用式和间接作用式两种。直接式绝对压力调节器的控制机构(由敏感元件和给定元件等组成)与执行机构(活门)是直接机械连接的。间接式绝对压力调节器的控制机构与执行机构不是直接机械连接，执行机构是借助外部能源来控制的。间接式绝对压力调节器性能好，应用广泛，但结构比较复杂。目前在许多飞机的引气系统中已经采用出口压力随飞行高度按一特定规律变化的调节器。它的调节特性综合考虑了不同飞行状态下座舱的热载荷及制冷系统的性能，对引气温度的影响也作了相应的补偿。它使得系统对气源的利用更趋合理，是一种节能型产品。

（撰写：黄明德　审订：袁修干）

juere biwen

绝热壁温　adiabatic wall temperature　又称恢复温度。飞行器表面为绝热时，边界层在飞行器表面处的气体温度。由于空气的粘性，在绕流飞行器壁面的边界层中，沿壁面垂直线并逐渐靠向壁面时，气流速度逐渐小到零，气流温度则升高(参见气动加热)。假定飞行器表面绝热，则边界层内有一部分热能向外传给速度不等于零的外流气流，而最贴近壁面的空气温度即为绝热壁温。绝热壁温可由下列公式计算

$$T_{aw} = T_{H\infty}\{1+r\,[(\gamma-1)/2]\,M_{\infty}^2\}$$

式中 T_{aw} 为绝热壁温；$T_{H\infty}$ 为在飞行高度为 H 时的自由流温度；r 为温度恢复系数，其值与边界层状态有关；γ 为绝热指数；M_{∞} 为飞行马赫数。　（撰写：张钟林　审订：张仲寅）

junshi hangkong

军事航空　military aviation　用于军事目的的一切航空活动，主要包括作战、侦察、运输、警戒、训练、救生和联络等方面。军事航空可以使用轻于空气的航空器，如气球和飞艇，也可以使用重于空气的航空器，如飞机、直升机和滑翔机等。现代军事航空活动主要依靠飞机和直升机。

军事航空在现代战争中占有日益重要的地位，推动了战争模式的不断发展变化。夺取制空权是现代战争取胜的重要手段，也是军事航空的主要活动。飞机在夺取制空权中有重要作用，通过空战将敌机消灭在空中；通过空中袭击、轰炸和强击将敌机和地面防空兵器摧毁或压制在地面上；袭击敌方国防工业和培训基地以削弱敌方军事潜力。从空中用炸弹、导弹、火炮、火箭等对敌地面和水上目标进行空袭，以消灭、压制敌战场上的兵员和武器装备，支援己方军队作战；摧毁破坏敌后方的国民生存基本设施和重要军事目标，削弱其军事实力和战争潜力；防御敌方飞机、巡航导弹的袭击，这些都是军事航空的重要方面。空降作战和军事空运作战是军事航空为现代战争提供的一个重要机动方式和保障手段，能充分发挥航空快速机动和突破地理障碍的有利条件。军事航空的任务还包括空中掩护、航空侦察、空中预警、空中加油和电子对抗等各种空中支援性活动。在现代战争中，突然袭击(包括“外科手术式袭击”)是常用的作战方式，主要由军事航空来实施。

（撰写：朱宝鎏　修订：金允汶　审订：张昌龄）

junshi kongyun

军事空运　military airlift　使用航空运输工具，运送人员、武器装备和军用物资的军事行动。具有机动性强、航程远、速度快等特点。分为战略空运、战役空运和战术空运。基本任务是：保障地面部队机动和航空兵部队转场，运送空降兵



军事空运

J

部队空降作战，空运人员、装备和物资等。第一次世界大战期间，德、英、法等国曾空运少量人员到敌后执行侦察、运送弹药等任务。战后，德、英、美、法、苏等国相继建立了空运部队。第二次世界大战期间，许多国家组建了专门指挥空中运输的机构。美、英军 1944 年 6 月实施诺曼底登陆战役时，曾大规模地出动运输机和滑翔机，空运空降人员、装备和物资。美、英、法 1948～1949 年组织柏林空运，历时 11 个月，出动飞机 19 万余架次。20 世纪 60 年代以后，一些国家特别重视发展战略空运能力，并在局部战争中发挥了巨大作用。在未来战争中军事空运的组织体制将更加集中统一，运输机的性能将向续航能力远、装载量大、适应性强等方向发展。（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

junxie sheshi

军械设施　ordnance facilities　机场储存、维护、补给、吊装航空弹药的设施与设备。主要包括军械库，航空弹药供应车，航空炸弹吊车，空空导弹的挂弹车、运弹车、存弹架、对接拖车，外场弹药供应站等。弹药库同跑道和疏散区停机坪的距离：轰炸机用的，不少于 1000 m；战斗机用的，不少于 600 m。外场弹药供应站可设在加油坪附近，同其他建筑物的距离不少于 30 m；设有弹药间、引信间和值班室。



空空导弹运弹车

（撰写：王立群　审订：陈志伟）

junyong fadongji tongyong guifan

军用发动机通用规范　general specification for military engines　规定军用发动机的性能、工作特性、设计特点、各界面详细结构和安装外廓的标准文件。内容包括术语说明与定义、技术要求及质量保证条例等主要方面。在技术要求方面又包括产品说明、特性、设计、结构、主要系统、维修技术、人员训练及文件资料等；还具体规定了发动机验证、试验、报告和检验的程序，以及使用部门要求的在发动机飞行前规定试验与定型试验中所必需的资料。中国已有《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》与《航空涡轮螺桨和涡轮轴发动机通用规范》。美国也有 MIL－E－5007 D 和 MIL－E－87231《航空涡喷和涡扇发动机军用规范》。根据具体的战术技术要求和通用规范有关规定制定有各自特征的发动机型号规范。（撰写：肖陵　审订：陈光）

junyong fadongji xinghao guifan

军用发动机型号规范　model specification for military engine　规定某一型军用发动机型号的性能、工作特性、设计特点、各界面详细结构和安装外廓的技术文件。按军用发动机通用规范与该型号具体的战术技术要求，由发动机承制单位编制，上级主管部门批准。型号规范具体说明某发动机型号部件与系统的结构形式与特点；用表格形式给出发动机的参数与特性；提供在工作范围内发动机稳定性的数值；提供发动机工作包线图、特性曲线图、安装图和电气连接图等图样。编制型号规范时可以根据实际情况，适当调整通用规范中有关试验项目、程序、指标与方法的规定。型号规范可以作为发动机承制合同的基础。发动机承制单位按型号规范与合同要求，对发动机在整个工作包线范围内的特性与性能负责。（撰写：肖陵　审订：陈光）

junyong feiji

军用飞机　military aircraft　注册用于军事用途的飞机，主体为专门设计或改型用于各种军事目的的飞机。军用飞机可分为作战飞机和作战支援飞机两大类，包括战斗机（歼击机）、攻击机（强击机）、轰炸机、军用运输机、侦察机、巡逻机、反潜机、预警机、空中加油机和电子干扰飞机等。

在第一次世界大战前及期间，飞机先被用于通信联络、目视侦察和炮兵校射，随后又出现了空中相互射击（空战）和轰炸，并由此诞生了战斗机和轰炸机。第二次世界大战期间，战斗机的速度大大提高，火力也进一步加强，并出现主要用于近距离支援的攻击机。战后，军用飞机的应用领域继续扩大，先后出现了专门的预警机、加油机、反潜机和电子战飞机等。目前的军用飞机不但品种比较齐全，而且可以相互补充、相互支援，已经成为现代航空装备体系的核心。（撰写：赵群力　审订：王道荫）

junyong feiji qiangdu yu gangdu guifan

军用飞机强度与刚度规范　military aircraft strength and rigidity specification　国家制定的为保证军用航空器安全的强度与刚度设计要求的指令性文件。为保证航空器使用安全可靠，对其设计、分析、试验、验收等方面所规定的必须满足的条件和最低要求。主要内容有总则、飞机的各种载荷情况、可靠性和疲劳载荷、气动弹性不稳定性、振动、结构完整性、损伤容限、地面与飞行试验，以及各种文件及验收条件等。飞机强度规范是建立在航空发展的经验积累和理论研究的基础上，根据航空科技进步所提出的要求，由政府主管部门制订颁布的，并且不定期修订。例如，中国有军用飞机强度和刚度规范；美国有军用规范：飞机强度与刚度；俄罗斯有飞机设计强度指南等。随着航空器的发展，还出现了针对不同类别航空器的强度与刚度规范或补充规定，如固定翼与旋翼、有人驾驶与无人驾驶、特殊用途飞行器等。（撰写：何君毅　审订：郦正能）

junyong huojia chanpin

军用货架产品　military commerical off-the-shelf product (COTS)　见商用货架产品。

junyong tuili

军用推力　military thrust　发动机油门置于军用状态（亦称中间状态）位置时所产生的推力。军用推力随飞行高度、飞行速度和大气条件而变化。参见中间状态。（撰写：张津　审订：陈大光）

junyong yunshuji

军用运输机　military transport aircraft　用于空运兵员、武

器装备并能空投伞兵和军事装备的飞机。按执行任务性质分为战略运输机和战术运输机。战略运输机的任务是远距离运输大量兵员和重型武器装备，其特点是运输量大、航程远、速度快，主要在远离作战地区的大、中型机场起降。战术运输机主要在前线地区执行近距离军事调动、后勤补给、空降伞兵、空投军用物资和撤退伤员等任务。它的特点是载重量较小，主要在前线的中、小型野战机场起降，有较好的短距起落能力。军用运输机都有装卸方便的特点，机上一般都有专门的装卸设施。



美国的C-17军用运输机

（撰写：罗 明 修订：赵群力 审订：顾诵芬）



kamen qian xuesen gongshi

卡门—钱学森公式 Karman-Tsien formula 亚声速气流中空气压缩性对翼型压强分布的一个修正公式。这个公式是1941年冯·卡门引用他的学生钱学森于1939年发表的论文而提出的。其形式是

$$C_p=\frac{C_{p0}}{(1-M_\infty^2)^{1/2}+\{M_\infty^2/[1+(1-M_\infty^2)^{1/2}]\}\cdot\frac{C_{p0}}{2}}$$

式中 C_p 为压力系数，$C_p=(p-p_\infty)/(\rho_\infty V_\infty^2/2)$；$p$、$\rho$、$V$ 和 M 分别为气流的压力、密度、速度和马赫数；下标∞表示相应于前方来流的数值，C_{p0} 是在不可压缩气流中（即 $M_\infty=0$）同一翼型在相同迎角下同一点的压力系数。当 C_{p0} 很小，且 M_∞ 不接近1时，公式可简化为普朗特—葛劳渥修正公式（参见相似律）。通过大量的亚声速风洞试验验证，后者在较高的 M_∞ 时修正不足，而卡门—钱学森公式则相当准确，直到最大局部速度达到当地声速（即 M_∞ 达到临界马赫数）时，误差还不大。因此，它在空气动力计算中得到广泛应用。

（撰写：罗时钧　审订：张仲寅）

kasaigelun tianxian

卡塞格伦天线 Cassegrain antenna 应用法国人W．卡塞格伦在17世纪发明的天文望远镜的原理制成的一种微波天线。由馈源和主、副两个反射器组成。典型的卡塞格伦天线主反射器为抛物面，副反射器为双曲面。双曲面安置在抛物面顶点和焦点之间，其焦点之一与抛物面焦点重合，馈源置于双曲面的另一焦点处。馈源辐射的能量照射到副反射器后，再反射到主反射器，由主反射器聚束后再辐射出去，见图1。卡塞格伦天线广为射电天文望远镜、地面雷达站和卫

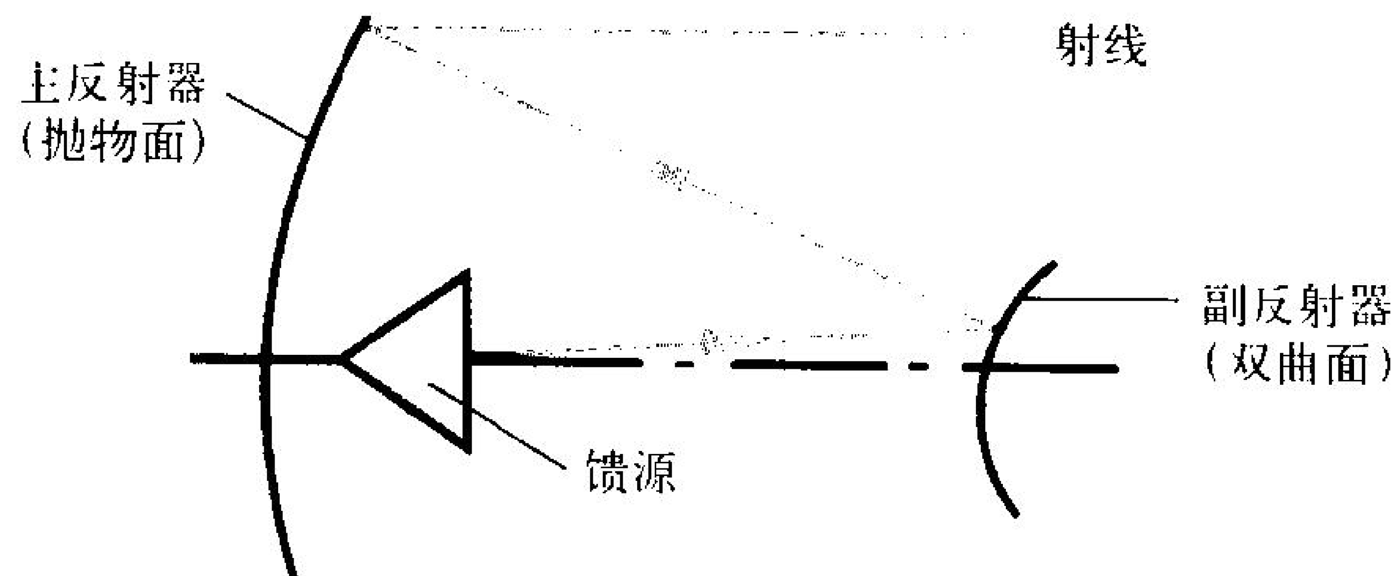


图1 典型卡塞格伦天线原理示意图

星地球站所采用。其特点是：(1)可根据天线增益的要求有效地控制两个反射器的形状和曲率，以提高天线效率；(2)馈源向前照射，向后溢出少，可减小天线噪声；(3)馈线较传统抛物面天线短，传输损耗低。当主和/或副反射器形状或配置不同于上述典型卡塞格伦天线时，称为变态卡塞格伦天线，有多种形式。机载雷达中最常采用的是主、副反射面倒置配置的变态卡塞格伦天线，见图2。它的主反射器为金属条网抛物面，面对馈源。一次照射电波极化方向与栅条平行，因

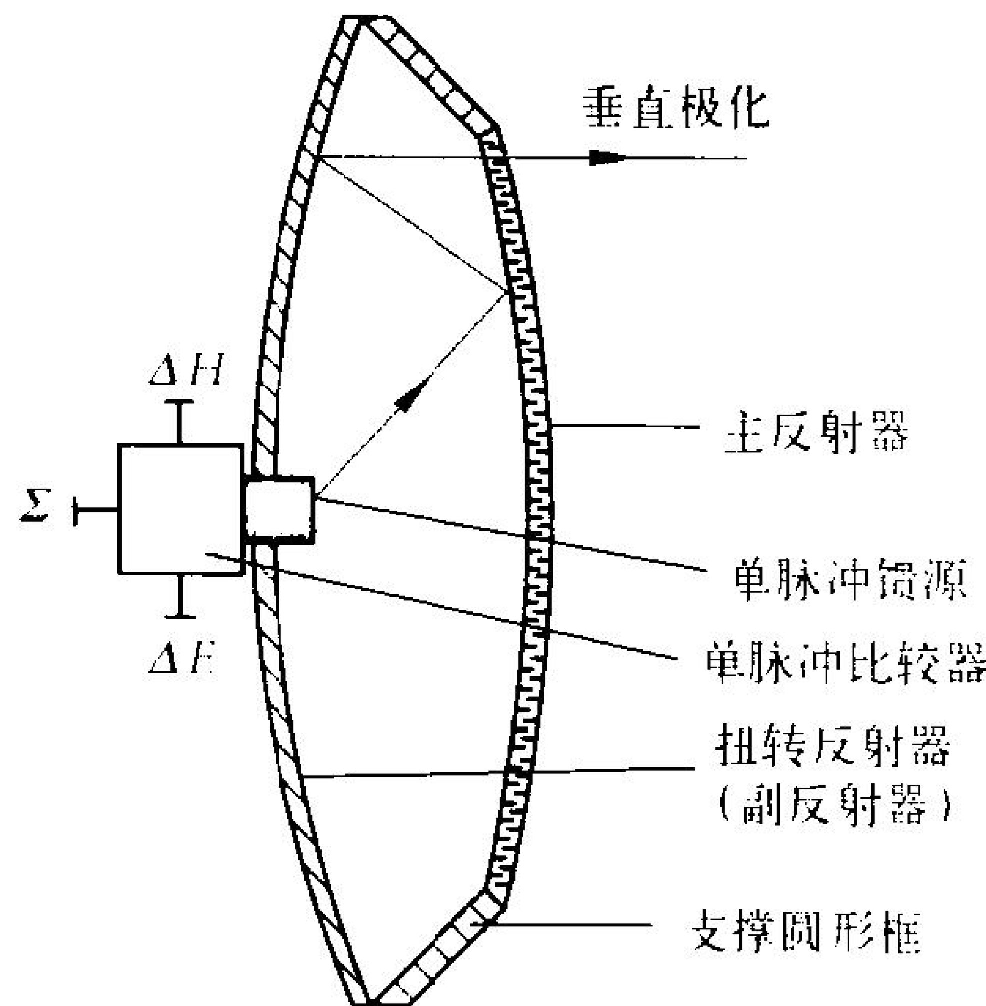


图2 倒置变态卡塞格伦天线配置示意图

此，全部能量被反射到副反射器上。副反射器为栅网平面，其后 $\lambda/4$ 处为金属平板，能将入射波极化方向扭转90°并反射回去，反射后，不受阻碍地穿过主反射器射向空间。

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

kaifang xitong jiegou

开放系统结构 open system architecture (OSA) 以公开的标准为基础而建立的、宜于扩展和检测的一种电子系统结构。这种结构的特征在于：使用明确定义的接口标准，支持可互操作性、可移植性和可变规模能力；这些标准的使用大多不需要付出专门的开发成本，只付少量的费用即可供应用。接口包括硬件接口、软件接口，也包括部件机械安装接口。先进航空电子系统的信息互联已从总线概念发展到互联网络。系统互联网络标准的选择对系统结构是关键问题，可变规模相关接口（SCI）和航空电子用光纤通道（FC-AE）可作为候选的标准。应用程序接口（API）是实现软件可移植性的关键，实时可移植的操作系统接口（POSIX）可作为其候选对象。标准电子模块（SEM）和多芯片模块（MCM）都具有标准的电气接口和安装形式，使模块的更换和升级很容易。在军用项目中使用商用货架产品和采用一机多型等措施将大大降低项目、系统的成本，而开放系统结构正是为使用商用货架产品和技术、便于系统的剪裁和发展、采用新技术以达到经济上可负担得起的目标开辟了道路。

（撰写：吕宗祺　审订：陈若玉）

kaifeng jinyi

开缝襟翼 slotted flap 见增升装置，图1(c)。

kaiguan cizu dianji

开关磁阻电机 switched reluctance electrical machine 由磁阻电机与功率开关构成的电机。磁阻电机各相磁路的磁阻随转子的位置而变，电机的磁场能量也随转子位置而变，由此以磁能为媒介实现电能向机械能的转换或相反的转换。开关磁阻电动机将电能转为机械能，开关磁阻发电机将机械能转为电能。开关磁阻起动发电机在起动航空发动机时作为电动机工作，发动机起动后转为发电机工作。这种电机转子结构简单，可高速工作，即使一相或两相故

障，电机仍有一定功率输出，有一定的余度。

（撰写：张秉权　审订：杨燕生）

kaiguan cizu qidong fadianji

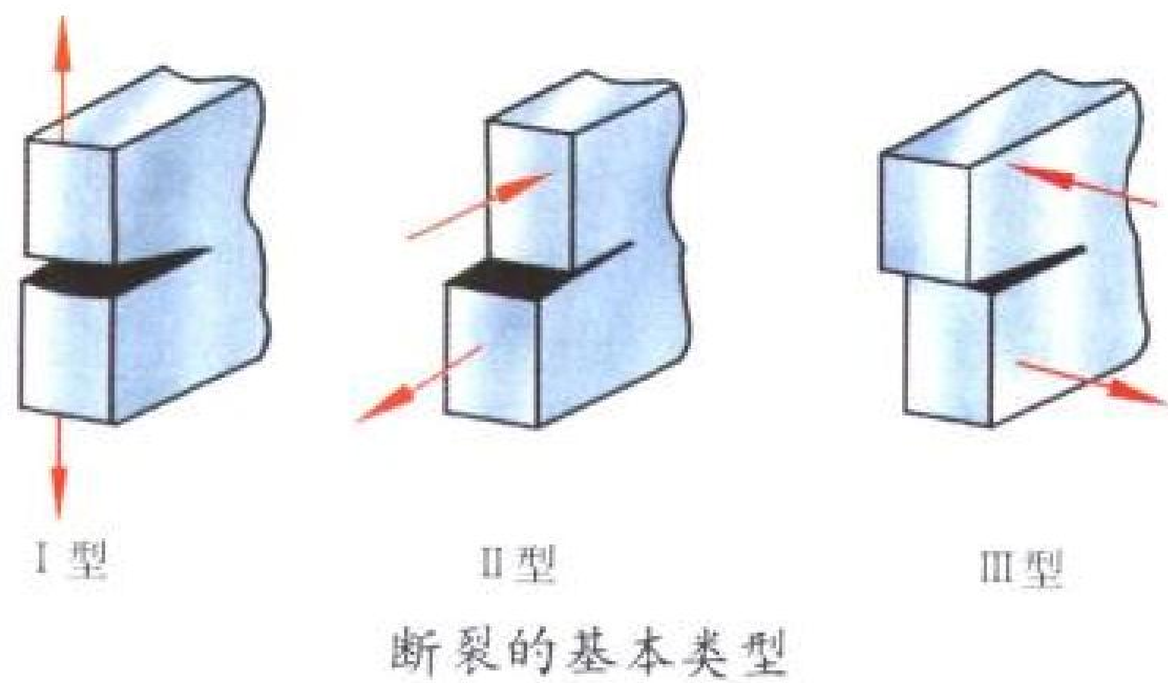
开关磁阻起动发电机　switched reluctance starter-generator　见开关磁阻电机。

kailieshi jinyi

开裂式襟翼　split flap　见增升装置，图 1(b)。

kailie xingshi

开裂形式　crack mode　根据物体内裂纹上、下表面在不同的受力形式下产生的相对位移所确定的开裂类型。开裂有三种基本形式(见图)：



断裂的基本类型

Ⅰ型，裂纹面位移垂直于裂纹所在平面，在载荷作用下裂纹上下表面相对张开，又称张开型。

Ⅱ型，裂纹面位移在裂纹所在平面内，并垂直于裂纹前缘，由于平面内剪力造成Ⅱ型裂纹，又称滑开型。

Ⅲ型，裂纹面位移在裂纹所在面内，但平行于裂纹前缘，由于反平面剪力引起Ⅲ型裂纹，又称撕开型(剪切型)。

同时含有上述两种或三种位移成分的开裂形式，称为复合型。例如，平板在拉伸与剪切作用下，产生Ⅰ、Ⅱ复合型裂纹；圆柱体在拉伸与扭转的作用下，产生Ⅰ、Ⅲ复合型裂纹。

（撰写：郦正能　审订：张躬行）

kaisan

开伞　parachute opening　打开伞包至主伞衣完全涨满的过程。包括伞系统拉直和充气两个阶段。开伞是个较复杂的物理过程，在很短的时间内，物伞系统依靠重力、弹力或拉直力迅速拉直并使伞衣充气涨满，物伞系统的外形、质量及各部分的相对位置都发生急剧的变化。开伞按预定的开伞程序进行。降落伞系统拉直和充气所经历的总时间称开伞时间。打开伞包时物伞系统的运动速度称开伞速度。

（撰写：王文焕　审订：袁修干）

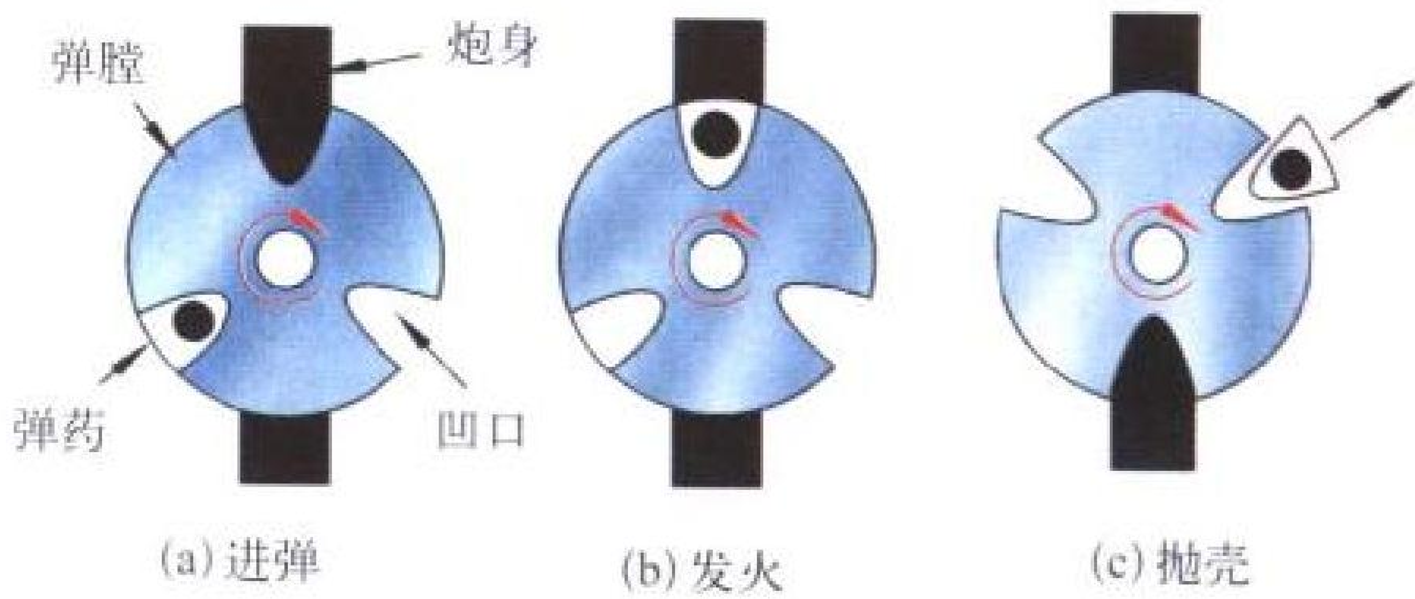
kaisan dongzai

开伞动载　opening shock　又称开伞力或开伞冲击。降落伞充气过程产生的阻力。其最大值称最大开伞动载。开伞动载指标由悬挂体(人或物体)的耐开伞过载(降落伞充气时产生的惯性力与悬挂体重力之比)能力决定，是降落伞强度设计的依据之一。开伞动载与开伞速度，开伞高度，开伞时间，伞衣的面积、形状和结构等因素有关。伞衣采用弹性织物、延迟开伞、多次开伞、多级开伞是目前常用的减小开伞动载的方法。开伞动载系数是最大开伞动载与降落伞以该瞬间速度稳定下降时的气动阻力之比。一般在无限质量条件下使用。

（撰写：王中文　审订：袁修干）

kaitangshi hangkong jipao

开膛式航空机炮　airborne open-chamber gun　简称开膛炮。弹膛敞开并配用三角形截面弹药的航空机炮。其弹药形状独特，不是传统的圆形截面弹药，而是三角形截面弹药(triangular-section round, Tround)，故称之为“特龙德”(Tround)弹药，并将采用这种弹药的机炮称之为“特龙德”机炮。该炮的弹膛为圆柱形，绕纵轴方向旋转，外表面有 3 个 V 形开口，容纳与之匹配的三角形“特龙德”弹药，其塑料药筒内装有弹丸、发射药、底火，在某一位置进弹，然后转到发火位置时因其外表面被炮管封闭即可击发，弹膛转到抛壳位置使空弹壳被从侧向抛出(见图)。开膛炮的主要特点



开膛炮进弹、发火和抛壳过程图

是，弹药装填力小，故装填系数高，初速提高；同时，结构比传统机炮简单得多，省去专门的锁膛机构，简化射击循环，射速提高且重量减轻。（撰写：王祖典　审订：孙隆和）

kangbaolufu

抗暴露服　anti-exposure suit　泛指在恶劣自然环境中穿的特种服装或服装系统。使暴露于恶劣环境中的人员免受伤亡。有抗浸服、沙漠防护服、森林防护服、极端温度防护服等，也包含有关的盔、帽、头套及鞋袜等。狭义指抗浸服。

（撰写：刘克定　审订：袁修干）

kangdianzi qipian

抗电子欺骗　anti-spoof (AS)　GPS 精密码的加密技术。其方法是将加密码(W 码)和 P 码模 2 相加而转换成 Y 码。GPS 为军事部门用户提供一种保密、抗干扰的精密测距码(P 码)，其测伪距的精度比民用测距码高一个数量级，称为精密定位服务(PPS)。在 GPS 研制和试用过程中，P 码除供军事部门使用外，也供经许可的民间用户用于精密定位，P 码处于半公开状态。1993 年 12 月，美国宣布 GPS 开始投入全面运行，同时宣布对 P 码进行加密，即实施抗电子欺骗(AS)。采取 AS 后，原来可用 P 码进行定位的接收机就不再能用 P 码了，防止非特许用户使用精密码定位。另一方面，W 码是严格保密的，W 码结构复杂极难生成，因而也极难复制，这就防止了敌对国家用复制的 Y 码对使用精密码导航定位的 GPS 接收机进行欺骗式电子干扰。对于特许的用户，其 GPS 接收机中配备了 W 码或 Y 码的解密装置，因而仍可用精密码导航定位。总之施加 AS 后，非特许用户不再能使用精密码定位，而特许用户不仅仍能使用且使用起来也更为安全。

（撰写：谈展中　审订：李四海）

kangguozai shoujin dongzuo

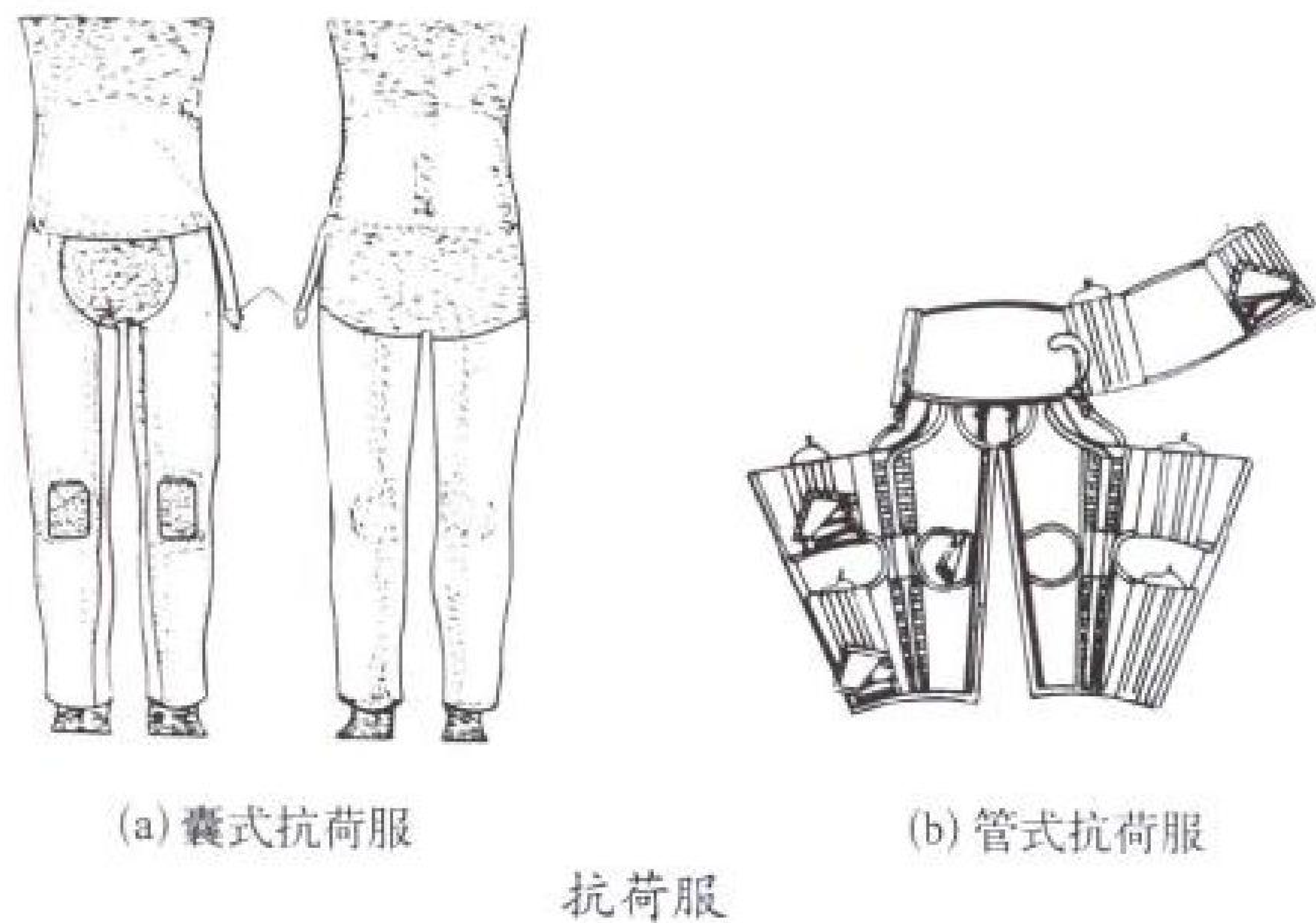
抗过载收紧动作　anti-g straining maneuver (AGSM)　又称抗荷动作。驾驶员为对抗加速度的作用所采取的使身体肌肉收缩，配合特定呼吸方式的防御性动作。肌肉紧张用力，辅

以一定呼吸方式，有助于升高动脉血压，提高 $+g_z$ 耐力。与其他抗荷措施（如穿抗荷服）结合可显著提高 $+g_z$ 耐力。应用较广的有 M-1 动作和 L-1 动作。Valsalva 动作是错误的（会引起反作用），不宜采用。M-1 动作于 1945 年由Hallenbeck 和 Wood 最先提出。加速度到来前开始半闭声门用力呼气（持续 2～3 s，然后在 0.5 s 内迅速吸气，重复进行），同时使全身肌肉收缩，可提高约 $+2\,g_z$ 耐力，但易疲劳和刺激喉部引起不适。L-1 动作是改良的 Valsalva 动作，1972 年由 Shubrooks 和 Leverett 提出，除完全关闭声门用力呼气外，其他动作与 M-1 的动作相同，能提高约 $+2g_z$ 耐力，无喉头刺激，不干扰通话，但易疲劳。

（撰写：詹长录　审订：袁修干）

kanghefu

抗荷服 anti-g suit　对人体腹部和下肢体表加压，抵御正过载作用对人体影响的防护服装。它与抗荷调压器、气滤配套组成抗荷系统，正过载作用时自动向抗荷服张紧装置充气，对人体腹部和下肢体表加压，抵御（防止或减小）正过载作用对人体的影响，提高驾驶员抗过载能力。



(a) 囊式抗荷服　(b) 管式抗荷服

抗荷服

抗荷服有囊式和管式两种。囊式抗荷服的张紧装置由腹部、大腿和小腿处的 5 个连通的气囊组成，固定在衣面内。管式抗荷服张紧装置由腹部气囊及下肢两侧的气管组成，用交叉的小带定位在衣面内。抗荷服张紧装置与高空代偿服张紧装置加压原理相同，结构相似。可将抗荷服与高空代偿服相结合制成联合服，双压服是具抗荷和下肢代偿功能的一种。为适应高过载飞机要求，应提高抗荷服防护效果，正在研究的有全覆盖抗荷服、均压抗荷服、脉动抗荷服等。提高加压面积和压力，能有效提高抗荷效果，但受人体生理耐限、舒适性和灵活性等因素制约。

（撰写：刘克定　审订：袁修干）

kanghe xitong xingneng shiyan

抗荷系统性能试验 performance test of anti-g system　研究或鉴定抗荷系统及其组成部分性能的试验。抗荷调压器静态试验以重量（砝码）或离心机模拟飞机过载，测定在不同入口压力及环境条件下过载与出口压力及流量的关系。抗荷调压器动态试验系统与静态试验系统相同，抗荷调压器出口端接定容积的柔性容器代替抗荷服，测定在变化过载作用下出口压力与时间的关系。抗荷服静态试验和动态试验即为抗荷服系统试验。该试验系统与抗荷调压器性能试验系统相似，抗荷服为待试抗荷服。动态试验是在离心机、飞行模拟器或飞行的飞机上进行。静态试验测定泄漏量、充气时间、衣囊胶接强度等；动态试验测试抗荷服内压力与过载和时间的关系等。抗荷系统研制中还进行其他规定的试验，如材料试验、环境（温度、湿度、盐雾、振动、腐蚀等）试验及可靠性试验等。抗荷系统性能试验曾长期采用通过受试者主观感受和判断的主观测试方法。传感器、数据采集与处理、假人等技术的迅速发展，使抗荷系统性能试验以测试仪器的测试为主，测试结果真实、可靠、可比较。

（撰写：刘克定　审订：袁修干）

kangpilao sheji

抗疲劳设计 anti-fatigue design　见结构细节设计。

kangzhuihuixing sheji

抗坠毁性设计 crashworthiness design　近代飞机和直升机结构设计中的一种设计概念，旨在保证当发生飞机或直升机坠撞地面时，有高的乘员生存率和设备完好率。

20 世纪 70 年代初美国制定了通用抗坠毁性规范（MIL-S-1290）、抗坠毁座舱规范（MIL-S-58095）及抗坠毁燃油系统规范（MIL-T-24722），对抗坠毁性设计提出了具体的设计要求。中国在 20 世纪 80 年代已先后在直升机设计、民用机和农林机设计中贯彻和执行相应规范的抗坠毁性要求。

抗坠毁性设计工作的内容主要有：第一，依据型号战术技术要求和通用抗坠毁性规范的规定，制定具体型号的抗坠毁性设计规范和准则，包括坠撞运动学及生存力包线、机体抗坠毁设计准则、座椅设计准则、约束装置设计准则、辅助设备存放的设计准则、应急救生设备和防止坠撞后失火的设计准则等。第二，抗坠毁性设计与分析，包括机体结构、起落装置、座椅和担架、约束装置（乘员束带和货物约束）、辅助设备、应急救生设备、坠撞后防止失火（含燃油系统、火源控制、失火逃生等）抗坠毁性设计等。第三，抗坠毁性试验，包括元件、部件和系统的抗坠毁性研究性试验，部件和系统的抗坠毁性验证试验，在条件具备的情况下，型号的全机性抗坠毁性验证试验是十分重要和必要的。

（撰写：李祖钊　郭泽弘　审订：何君毅）

kangzhuihui zuoyi

抗坠毁座椅 crashworthy seat　又称耐坠毁座椅。能吸收飞机着陆或坠毁时撞击能量的座椅。座椅不弹射，除座椅基本结构外，装有吸能机构和支承结构（图 1）。吸能机构（又称能量吸收装置、能量衰减装置）是抗坠毁座椅吸收撞击能量的主要器件。飞机坠毁或着陆时人椅因惯性向下运动，吸能机构吸收撞击能量，使能量减少到人体耐受限度内，保证乘员生命安全。一般采用金属结构件塑性变形的方法吸收撞击能量，如：钢丝弯曲机构、蜂窝结构、挤压管扩张吸能组件（图 2）、折叠筒、螺旋滚动环、翻转管。目前用于抗坠毁座椅和 16 g 旅客座椅的吸能机构大多是挤压

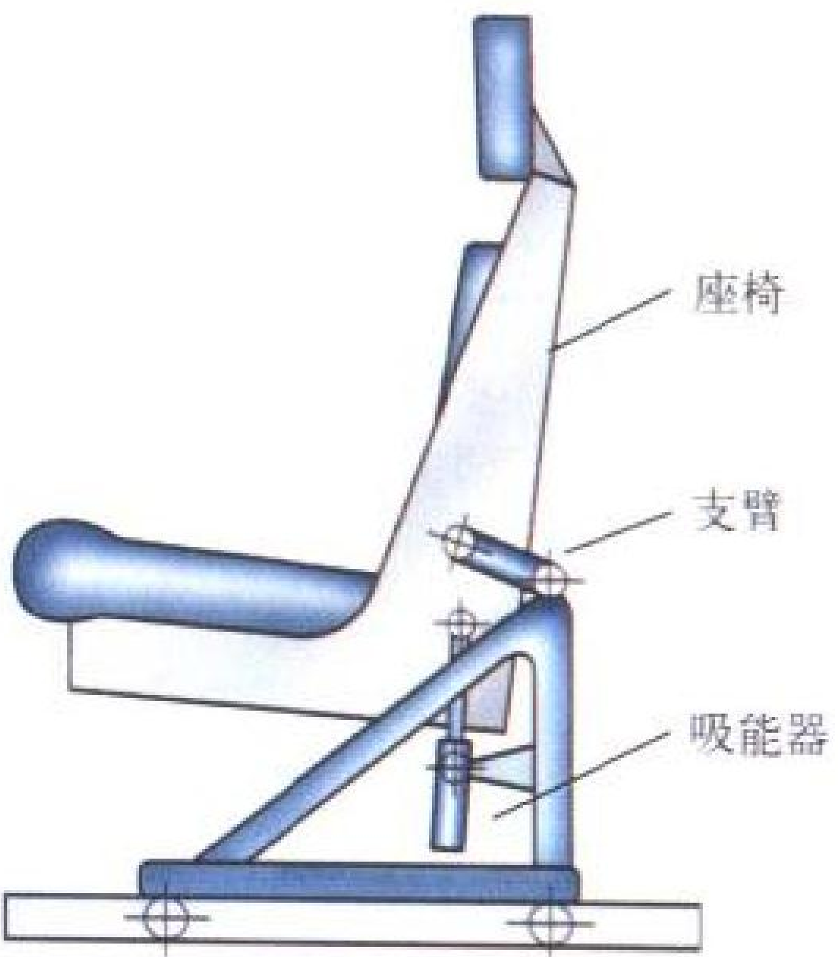


图 1　抗坠毁座椅原理图

管扩张吸能组件和翻转管。前者是利用圆管沿径向扩张塑性变形吸收能量，结构简单，便于制造，但只能单向承力。后者是利用翻转金属导管的力和变形吸收能量，工艺复杂，能多向承力。支承结构用于连接座椅和座舱地板，支承座椅，且可作水平调节座椅和使吸能机构工作，有支臂、矩形盒构件等多种形式。椅盆制成装甲椅盆，座垫也可吸收部分能量，配有乘员约束系统。

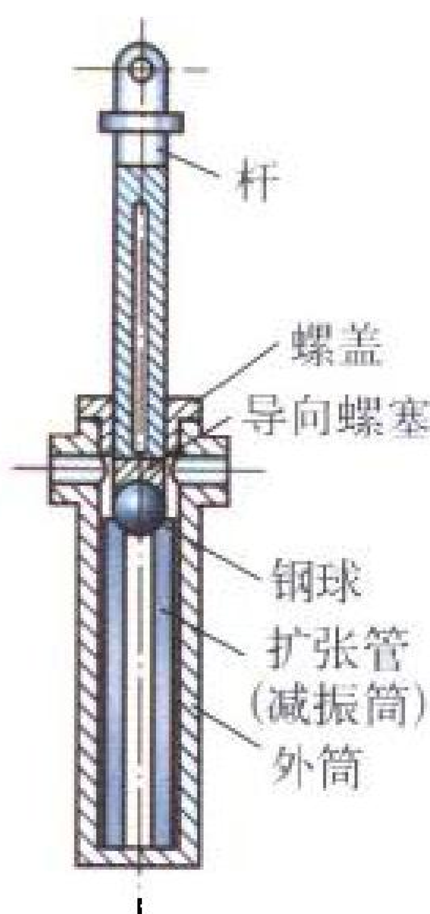


图 2 挤压管扩张吸能组件

（撰写：李 锐 高闻天 审订：袁修干）

keyan shifei fengxian kemu

科研试飞风险科目 hazardous subject in flight test 科研试飞中对飞行安全没有充分把握，前人未实践过（或只经过有限次数实践），带有探索性，或在非正常状态下进行的试飞科目。属于下列 5 种条件之一的试飞科目为风险科目：⑴ 新型飞机首飞和逐步扩大飞行范围、安全没有十分把握的科目，以及验证某些使用飞行包线的科目；⑵ 超出飞机某些使用飞行包线的科目，以及接近使用飞行包线且有危险性的科目；⑶ 模拟那些危及飞行安全的各种故障以及排除故障方法的试飞科目；⑷ 航空新技术第一次使用，新的探索性课题第一次实施，并带有危险性的科目；⑸ 因条件所限，地面试验不充分，或者试飞超出地面试验范围且有危险性的科目。

（撰写：陈启顺 修订：张克荣 审订：屈见忠）

keyan shifei fuza kemu

科研试飞复杂科目 complicated subject in flight test 科研试飞中操纵复杂、驾驶技术难度大而又要求细致准确的试飞科目。属于下述 7 种情况之一的试飞科目为复杂科目：⑴ 接近使用飞行包线的试飞；⑵ 故障模拟试飞；⑶ 部分风险科目经三次飞行之后的试飞；⑷ 操纵复杂或驾驶技术难度大的科目；⑸ 要求在复杂气象条件下进行的试飞科目；⑹ 零、负过载飞行；⑺ 试验研究机的新项目的飞行试验。

（撰写：陈启顺 修订：张克荣 审订：屈见忠）

keyan shifei shigu dengji

科研试飞事故等级 accident classification in flight test 在科研试飞过程中发生的直接危及飞机（含测试设备）和人身安全或严重影响科研试飞正常进行的事件的严重程度。我国将科研试飞事故等级依事故后果的严重程度划分为三等。

一等事故：在科研试飞过程中，无论飞机损失程度如何，发生试飞员（试飞人员）死亡或致伤后五昼夜内死亡或飞机失踪等情况之一者。

二等事故：在科研试飞过程中，发生飞机坠毁或报废；或飞机严重损坏，修复费用超过同类飞机价格的 80%，修复后基本能达到原技术性能指标；或飞机关键部件、系统（含测试设备）损坏，或因操作失误导致重大科研课题试飞失败等情况之一者。

三等事故：在科研试飞过程中，发生飞机损坏但能修复，修复费用为同类飞机价格的 10% ~ 80%，修复后基本能达到原规定的战术技术性能；飞机关键部件、系统（含测试设备）损坏或因操作失误导致重大科研课题试飞中断并在半年内不能恢复等情况之一者。

（撰写：姜子熊 修订：张克荣 审订：屈见忠）

kebian guimo xianggan jiekou

可变规模相干接口 scalable coherent interface (SCI) 一种通用和开放的、为高性能多处理器系统定义的接口标准（IEEE 1596－1992）。它支持相干的共享内存模型，支持可变的系统规模，最大节点数达 64000 个。SCI 标准制定的目的是为了将来自不同销售商的处理器、内存、I/O 和总线适配器，组装成简单可靠的大规模并行系统，这类系统的吞吐量可高达每秒 10^{12} 次。SCI 的基本拓扑是由桥（bridge）关或中继器（agent）互联的多个小环组成，每个小环的节点数通常不超过 6 个，相邻节点之间使用点到点单向数据传输，传输速率取决于传输的介质和传输的距离。IEEE 1596－1992 规定了 SCI 的两个接口层次：物理层和逻辑层。物理层规定了连接器的电气、机械和热力学特性。逻辑层则描述了地址空间、数据传输协议、高速缓冲器相干机理、同步原语（primitive）、控制和状态寄存器、初始化及错误恢复工具等内容。SCI 的逻辑层协议的正式表述是以 C－代码的形式给出的。SCI 特有的高速缓冲器相干机理和点到点单向通信机理，使得 SCI 具有极高的数据传输速率。SCI 为未来的航空电子系统提供了一种候选的系统互联体系结构。美国在其 JAST（Joint Advanced Striker Technology）计划中已经采用 SCI 作为未来战斗机统一的互联标准。

（撰写：龚 诚 审订：陈若玉）

kejian jiegou

可检结构 maintainable structure 在飞机服役期内，飞行安全结构中损伤大小和性质可被检查的结构。为了保证安全飞行，飞机结构设计需考虑可达性，即结合维护检查要求布置舱门、口盖等，使机务人员能定期检查结构有无裂纹、腐蚀等情况。（撰写：郦正能 审订：何君毅）

kekong kuosan yexing

可控扩散叶型 controlled diffusion airfoil 又称超临界叶型。经过修整叶型型线使在吸力面的局部区域内保持气流为超声速而又能无激波地转变为亚声速、同时能合理控制吸力面气流的扩散度的叶型。此叶型在原理上与孤立翼型的超临界翼型相同，可以工作到更高的马赫数和获得更高的升阻比，并能适应更宽的来流迎角变化范围。对压气机而言，这意味着降低流动损失，改善效率（约 1% ~ 2%），提高级增压比，从而减少叶片数并减轻重量。在压气机设计中，为提高级负荷需提高叶栅的来流马赫数和气流转折角，这将导致叶片表面气流速度增大并使叶型压力面和吸力面的速度差变大，从而导致在吸力面出现超声速流动，引起激波损失，特别是激波边界层相互干扰，造成叶栅损失剧增。采用这种叶型通过控制吸力面气流的扩散，实现无激波再压缩，使气流损失减小。对此种叶型的研究始于 20 世纪 60 年代，70 年代做了大量研究工作，80 年代已用于新型的军、民用发动机上。（撰写：李志广 审订：陈矛章）

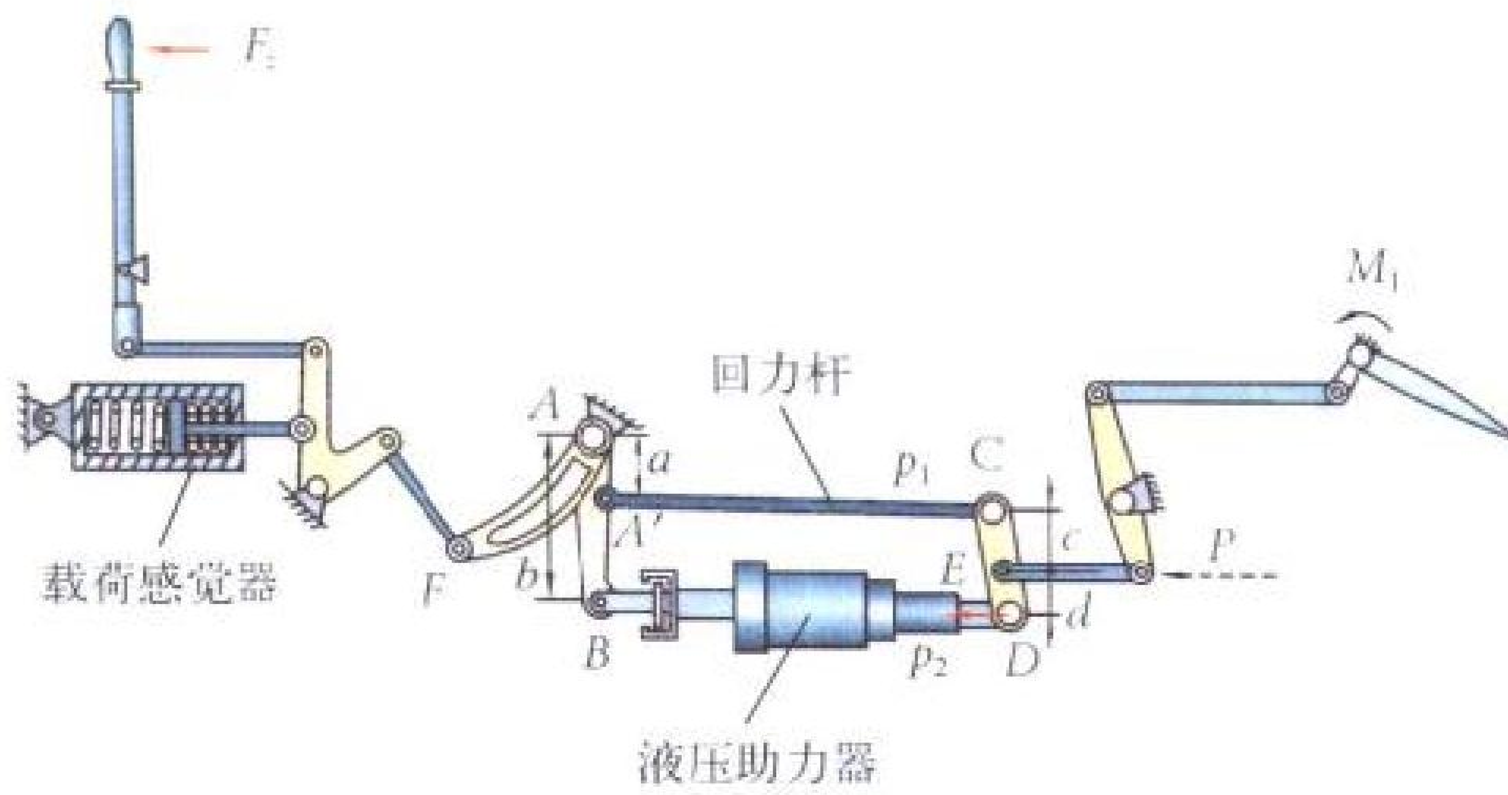
keni zhuli jixie caozong

可逆助力机械操纵 reversible power boosted mechanical control 有回力的助力机械操纵系统的工作模式。这种助力

操纵系统，当液压助力器工作时，舵面上的气动载荷有一部分传到驾驶杆，使驾驶员感觉到飞机动压的变化。可逆助力机械操纵系统如示意图。$A'C$ 为回力杆，通过此杆把力传到驾驶杆，使驾驶员有力的感觉。可逆助力操纵的“回力”程度，可由回力比 R 表示，即

$$R = F_{z1} / F_{z2}$$

式中 F_{z1} 是使用助力器时平衡舵面所需的杆力；F_{z2} 是不使用助力器时平衡舵面所需的杆力。如图所示的可逆助力机械操纵系统的回力比为 $R = 1 / (1+bc/ad)$。



可逆助力机械操纵系统图

（撰写：徐鑫福　修订：于黎明　审订：王占林）

keshoufangshi qiluojia

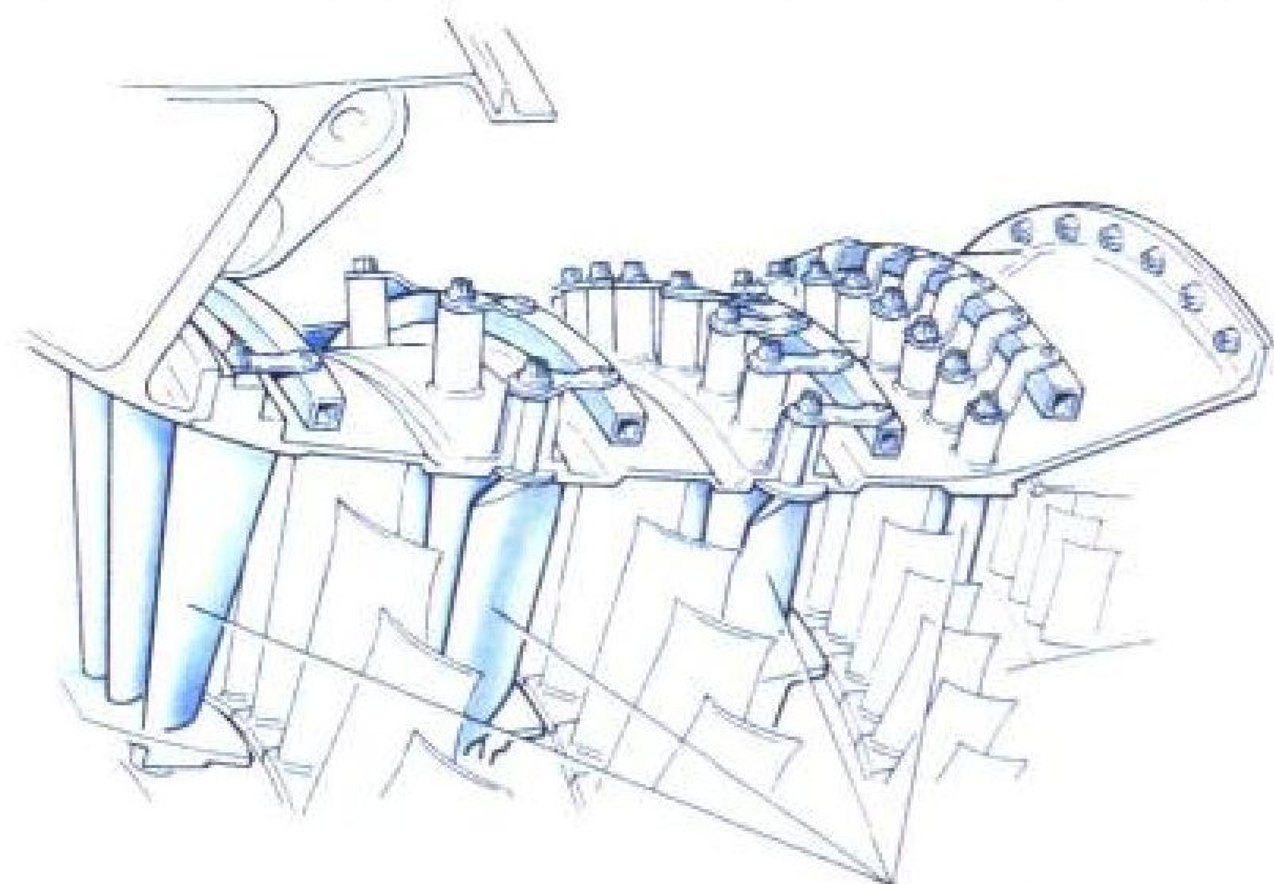
可收放式起落架　retractable landing gear　见起落架。

ketiao jinqidao

可调进气道　variable geometry inlet, adjustable inlet　又称可调几何形状进气道。通过改变其几何参数，使波系或(和)进气面积发生变化，实现在不同的飞机飞行条件和不同的发动机工作状态下工作匹配的进气道。可在宽广的飞行范围和工作状态下保持高性能和稳定工作。通常可调进气道的调节参数有压缩楔角、喉道面积、唇口角度和中心锥位置等。超声速飞机采用外压式或混压式进气道时，为改善飞行性能，通常需应用可调进气道。通过调节压缩楔角或中心锥的位置，改变外压激波角或喉道面积，使进气流量与发动机所需流量相匹配，保持近临界的工作状态，从而改善总压恢复，提高推进系统的性能。可调进气道的结构较复杂，工作可靠性问题突出，并相应地增加了进气道的重量和系统的复杂程度，故在低成本的超声速飞机、靶机和导弹上一般不采用可调进气道。（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

ketiao jingzi yepian

可调静子叶片　variable stator vane　又称可转动整流叶片。能绕其榫头轴线转动一定角度的静子叶片，是改善压气机非设计状态性能和防止喘振的一种有效措施。可调静子叶片及其传动部件见图。调节器感受压气机转速、进气温度，以控制作动筒操纵联动环；联动环转动时，各叶片随着转动。压气机换算转速变化时，多级轴流压气机的首、尾各级较多地偏离设计状态，各级的速度三角形变化，叶片的迎角也随之变化，偏离过多时，压气机的性能恶化。此时，如将静子转动，则不仅可改善本排叶片的迎角，还可改善下一排转子叶片的迎角。可调静子叶片技术已用于多种发动机上，有的采用进口导流叶片单级可调加放气机构。可调静子叶片技术由于可改善压气机非设计状态性能，从而可扩大其稳定工作范围，并能显著改善发动机的起动性能和加、减速性能。



可调静子叶片及其传动简图

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

ketiaoshi pingwei

可调式平尾　adjustable horizontal stabilizer　在飞机飞行中可缓慢改变安装角的水平尾翼。广泛应用于大型亚声速飞机上，可提高飞机大速度和着陆飞行时的平衡能力。当飞机放出襟翼准备着陆时，会引起飞机低头力矩增大，此时仅靠上偏升降舵将难以保持飞机的平衡。可调式平尾的作用就是将水平安定面的安装角调到最小位置，以大大提高飞机的平衡能力。（撰写：郑锦榕　修订：赵秀丽　审订：任源博）

ketiao weipenguan

可调尾喷管　variable exhaust nozzle　收敛喷管中的出口面积以及收敛—扩张喷管中的喉部面积和扩张段的出口面积可以按需要进行调节的尾喷管。通过喷管喉部面积的调节可实现对发动机工作状态的控制以及当加力接通、断开时减小对发动机工作的影响；对收敛—扩张喷管出口面积的调节可改变燃气在喷管中的完全膨胀程度，从而改善发动机的性能。可调尾喷管通常是采用活动的鱼鳞调节片组成可调流道，通过作动系统和调节机构改变鱼鳞调节片的开度达到面积的调节。可调收敛—扩张尾喷管的调节方案基本上可分为两类。一类为双环调节，即喷管有两套作动系统，对喉部面积和出口面积分别进行调节。另一类为单环调节，即喉部面积和出口面积的调节共用一套作动系统，调节喉道的同时，相应地联动改变出口面积，其变化关系由连杆机构确定，经优化设计后使之能在主要工况下具备较高的推力性能，但在有些工况下推力损失仍较大。为克服上述缺点，提出了气动定位调节方法，使扩张段出口鱼鳞片的调节位置取决于其内、外表面的压差，以浮动结构自动变化实现调节。

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

keyasouliu

可压缩流　compressible flow　流场中流动速度的变化影响流体密度变化的流动。在分析高速流动（马赫数 $M > 0.3$ 时）的问题时，要把流体作为可压缩流体处理。这时，密度也是一个变量，因此，可压缩流动比不可压缩流动问题复杂得多，流场中会出现更多的复杂流动现象，如流动中激波的出现。可压缩流给高速飞行器带来重要的空气动力学问题，其中包括亚声速流动、跨声速流动、超声速流动、高超声速流动等问题。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

keyasuo liuti

可压缩流体 compressible fluid 在外界影响下密度可改变的流体。在同样外界条件下，密度改变的程度取决于流体的压缩性大小。气流高速流动时，不能忽略流体的压缩性，一般在流动马赫数 $M > 0.3$ 时，应把流体作为可压缩流体处理。（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

keyong dungongli

可用吨公里 available ton-kilometer(s) 航空运输企业在一定时间里可供销售的运输货物的能力，等于定期航班、非定期航班和包机可提供运输货物、行李、邮件能力和里程的总数。表示方法

可用吨公里＝飞机载货量(吨)×航线距离(公里)

（撰写：刘 平 审订：孟昭荟）

keyong tuili

可用推力 available thrust 在一定飞行状态下安装在飞机上的动力装置所能提供的实际推力，单位为千牛(kN)，通常用于喷气推进的飞机。在给定飞行状态下可用推力与油门状态有关。满油门状态下的可用推力称为最大可用推力。对不同油门状态和高度所画出的可用推力随飞行速度(或马赫数)的变化关系曲线称为可用推力曲线。

在一定飞行状态下安装在飞机上的动力装置所能提供的实际推进功率称为可用功率，单位为千瓦(kW)，主要用于螺旋桨推进的飞机。螺旋桨推进的飞机的可用功率主要由发动机所驱动的螺旋桨产生，一小部分由发动机排气反作用力产生。可用功率与油门状态、飞行状态和螺旋桨桨距有关。对不同油门状态和高度所画出的可用功率随飞行速度变化的关系曲线称为可用功率曲线。根据可用推力或功率和需用推力或功率进行基本飞行性能计算的方法称为推力法或功率法。（撰写：金长江 审订：肖业伦）

keyong zuogongli

可用座公里 available seat-kilometer(s) 航空运输企业在一定时间里可提供销售的座位数和运输距离公里数的乘积。（撰写：刘 平 审订：孟昭荟）

keluge jinyi

克鲁格襟翼 Krueger flap 见增升装置，图1(g)。

kecang

客舱 passenger cabin 飞机上用于旅客乘坐的机舱。对于飞行在3000 m以上高度的飞机，客舱一般都采用增压舱。



典型客机客舱布局图

为了使旅客有需要的空间，座椅间的纵向间隔、横向间隔都有一定的要求，一排有6个座位的客舱可以只有一个旅客过道；一排有7个座位以上的必须有两个过道。座舱内还有小件随身行李搁置架、厨房、卫生间等生活服务设施。大型远程客机的客舱内一般还有音响设备、电视、电影放映屏幕，以及网络通信设备等。

（撰写：冯元生 修订：赵秀丽 审订：任源博）

keji

客机 passenger aircraft 用于运输旅客的飞机。客机按航程分为远程、中程和短程3类；按服务的航线性质分为干线客机和支线客机两大类。专门设计的客机出现于1919年。螺旋桨客机中，美国1935年研制的DC-3最为出色。20世纪50年代出现了喷气式客机，巡航速度达到了800 km/h以上，飞行高度在10000 m以上；60年代客机开始采用耗油率较低的涡轮风扇发动机，机翼有高效率的增升装置，缩短了起降滑跑距离；70年代出现的宽机身客机大大提高了载客能



波音公司的波音777客机

力，由以前客机的100～150人增加到350～500人。60年代末还出现了超声速客机。80年代以来，客机的研制向更加安全、经济、省油、低噪声和舒适的方向发展。在客机设计上，首先必须保证安全，再加上性能先进、经济和舒适。在安全方面，必须符合国家颁发的运输类飞机适航规章，在我国即民用飞机适航规章CCAR第25部。客机设计的安全标准由国家制订，而技术性能及经济性要求则来自用户需求。不满足安全性要求的客机，国家不颁发“型号合格证”、“生产许可证”和“适航证”，飞机不得投产和进入市场销售。而经济性或舒适性欠佳的飞机，则没有市场。

（撰写：程不时 修订：赵群力 审订：顾诵芬）

kongdi daodan

空地导弹 air-to-ground missile 见航天卷。

kongdiqin zhandou zhibanshi

空地勤战斗值班室 air and ground crew ready room 供战斗值班空、地勤人员待命行动的场所。供有关人员(指挥员、飞行人员、战勤人员及地勤人员)值班和研究战术使用。（撰写：范黎明 审订：马建新）

kongdi shujulian

空地数据链 air-ground data-link 航空移动通信中在航空器的机载终端和地面航空部门的终端之间进行数字化数据信

息交换的链路。以往的航空移动通信只有电报（点划链控式）和话音（音频调幅式）两种。今后发展方向是开发和航空电信网（ATN）兼容的面向比特的全数字化空地数据链，实现空中交通管理上的自动化，并且在空中和地面间实现高速数据信息交换；除数据和文字外，也能进行图像传真和数字化话音的传递。它能拓宽信息交换的类型范围，提高信息交换的速率。空地数据链可以支持驾驶员和管制员之间的直接数据通信（CPDLC），传递自动相关监视（ADS）报告，飞行情报服务（FIS）、气象服务等各种服务的信息交换。今后航路飞行的空中交通管制将主要依靠空地数据链的航空移动通信功能，作为驾驶员终端和管制员终端计算机网络间的直接联系，使飞机在航路飞行时成为寂静驾驶舱操作。话音通信仅用于应急情况和终端（航站）区飞行。（撰写：周其焕　审订：薛文安）

konghua

空滑　aerodynamic glide　又称滑翔。滑翔机和有动力飞机在空中发动机完全停车后的下滑飞行。有动力飞机的空滑主要用来进行场内或场外迫降。飞机的空滑能力取决于其升阻比的大小，用有利迎角空滑可获得最大升阻比和最小下滑角。空滑比是飞机在无动力下滑时经过的水平距离与下降高度之比，即每下降1米的高度所前进的水平距离。比值越大表明飞机在同一高度上停车后空滑的距离就越远，滑回机场迫降的可能性就越大，如果场外迫降，也增大了选择迫降场的范围。空滑比是驾驶员用来估算空滑距离的重要依据。滑翔性能是滑翔机的主要性能指标。滑翔比（空滑比）越大说明滑翔性能越好，有的高级滑翔机的滑翔比超过50。在滑翔时要用滑翔比最大时所对应的速度进行滑翔，才能获得理想的前进距离。（撰写：李玉璞　审订：李志强）

kongjian dingxiang zhang'ai

空间定向障碍　spatial disorientation, disorientation　简称定向障碍。飞行人员在飞行中对飞机姿态、位置和运动的错误判断。飞行错觉（flight illusion）是其主要表现。驾驶员在看不到天地线飞行条件下（如复杂气象和海上飞行等）都可能发生空间定向障碍。其本质是一种正常的心理生理反应，但不认识它和处理不当可能造成严重飞行事故。据统计，在军事航空中有5%～10%的严重飞行事故与空间定向障碍有关，超机动战斗机上有38%的严重飞行事故与空间定向障碍有关。它分为3种类型：Ⅰ型，驾驶员意识不到；Ⅱ型，驾驶员意识到；Ⅲ型，自身和对飞机操纵失控。其中Ⅲ型少见，Ⅰ型最危险。在超机动战斗机上易发生3种形态飞行错觉，即超重、倒飞、科里奥利错觉。全天候发生的错觉主要是Ⅰ型，伴有情景意识丧失和加速度晕厥（G-LOC），其发生机制极为复杂。从宏观上讲，驾驶员在看不见天地线和地面目标条件下，其仪表视觉定向能力弱，或没有观察飞行姿态仪表，由于光线明暗、视觉定向目标孤立、各种加速度的作用，使视觉、前庭觉和本体觉向大脑传送片面、错误空间信息，或大脑对空间信息处理错误，形成的错误空间知觉占主导地位时发生空间定向障碍。目前预防和克服空间定向障碍的唯一有效方法是对飞行员进行仪表视觉定向训练，地面和空中模拟空间定向障碍体验以及在模拟空间定向障碍状态下对抗空间定向障碍施以正确操纵能力的心理生理训练。经过系统的抗空间定向障碍心理生理训练可明显降低空间定向障碍飞行事故率。

（撰写：于立身　审订：袁修干）

kongjian dingxiang zhang'ai moniqi

空间定向障碍模拟器　spatial disorientation simulator　模拟飞行空间定向障碍的航空医学研究设备。主要构成部分有：⑴飞机模拟座舱，可作三维轴向转动，舱内装备有视景、操纵和通信系统；⑵模拟飞行空间定向障碍计算机控制系统；⑶动力装置。通过计算机程序控制，可使驾驶员受到各种加速度及视景变化的作用，体验各种飞行定向障碍。其主要用途：⑴用于飞行空间定向障碍机理及防治的研究；⑵对有严重空间定向障碍的驾驶员进行正确识别和操纵训练；⑶为高性能飞机选拔驾驶员及驾驶员航空生理、心理学鉴定；⑷进行航空生理、心理学训练，使驾驶员了解空间定向障碍的危险性及处理措施，提高其克服能力。

（撰写：陆惠良　审订：袁修干）

kongjian jinshi

空间近视　space myopia, empty field　又称高空近视或空洞视野。视野中缺乏视觉信号刺激，使眼过度调节而呈功能性近视状态。在高空飞行、海上飞行、雪地上空飞行、浓雾或云中飞行、夜间飞行等环境条件下，驾驶员处于无定位空间（观察物无衬托背景）、无任何目标物刺激眼调节机制，驾驶员又要搜索目标，观察环境，眼睛难以长时间聚焦于无限远的距离上，出现不自主的调节增加现象（如睫状肌收缩、晶状体交凸、屈光力增强），使正视眼暂时变成近视。飞行中驾驶员应定期交替注视近处（如翼尖）和远处的目标，使眼肌放松调节，以减轻或克服空间近视。

（撰写：高世宏　审订：袁修干）

kongjian daodan

空舰导弹　air-to-ship missile　见航天卷。

kongjiang

空降　airborne landing　由航空器输送空降兵或其他部队从空中降落到地面的行动。包括伞降和机降。伞降是使用降落伞将人员、装备、物资从航空器上降落于地面的空降行动。机降是使用飞机、直升机、滑翔机装载人员、装备、物资直接降落于地面的空降行动。空降分为战略空降、战役空降、战术空降和特种空降等。空降始于第一次世界大战，在第二次世界大战中和战后，被广



图1　伞降训练



图2　机降训练

泛使用。在未来战争中，空降使用范围将不断扩大。

（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

kongjiangbing

空降兵 airborne corps　习称伞兵。以降落伞和陆战兵器为基本装备、航空器为运输工具，主要遂行伞降、机降作战任务的兵种。具有空中快速机动能力，能超越地理障碍和地面防线，直接进入敌后进行突然袭击，是快速部署和纵深攻击的重要力量。基本任务是：对敌方战略要地实施突然袭击；夺取并扼守敌方战役、战术纵深内的重要目标或地域；在敌



空降兵机动训练

后进行特种作战。第一次世界大战后，1930 年苏联开始建立空降兵。随后，德、法、意等国相继组建空降兵。第二次世界大战中，空降兵迅速发展，交战国进行大规模的空降作战。战后，编有空降兵的国家越来越多，在局部战争中广泛使用。随着空中输送工具和武器装备的不断发展，空降兵的作战能力将进一步增强，任务范围将不断扩展。

（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

kongjun

空军 air force　以航空兵为主体，主要遂行空中作战任务的军种。具有快速反应、高速机动、远程作战和猛烈突击的能力；既能协同其他军种作战，又能独立遂行战役、战略任务。多数国家的空军由航空兵、地空导弹兵、高射炮兵和雷达兵等兵种组成，有的还编有空降兵和地地战略导弹部队。装备的机种通常有歼击机（战斗机）、轰炸机、歼击轰炸机（战斗轰炸机）、强击机（攻击机）、侦察机、运输机、直升机及其他特种飞机。其基本任务是：担负国土防空，支援陆军、海军作战，对敌后实施空袭，进行空运和航空侦察等。少数国家采取空军、防空军分立制，空军不承担国土防空任务。1918 年 4 月，英国首先建立与陆军、海军并列的独立空军。之后，加、意、法、德等国先后建立独立的空军。在第二次世界大战及战后的历次局部战争中，空军都发挥了重大的甚至是决定性的作用。中国人民解放军空军成立于 1949 年 11 月 11 日，经过 50 年的建设和发展，成为一个有较强战斗力的现代化军种。（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

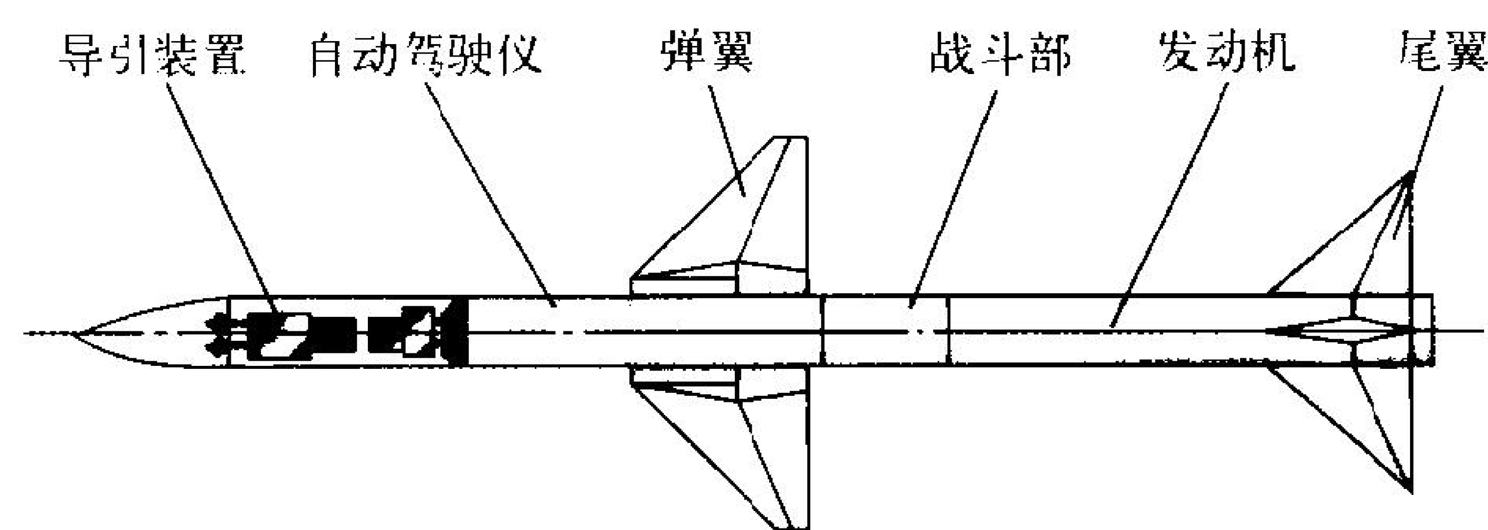
kongjun zhanshu tongxinwang

空军战术通信网 tactical communication net for airforce　空军为实现战术信息传递和交换而建立的通信系统。由地面战术通信网、地空战术通信网和空空战术通信网 3 种子网组成。地面战术通信网是空军战术通信网的主干网，用于空军地面各个战术指挥中心之间、战术指挥中心与地面防空情报网之间以及战术指挥中心与各个武器系统之间的通信。各个战术指挥中心之间用微波、散射、卫星等通信手段互联成栅格网，雷达情报系统、导弹、高炮等武器系统则通过有线、甚高频、微波、短波、卫星等通信手段接入主干网节点。地空战术通信网主要用于地面指挥中心与空中指挥飞机之间、地面指挥中心与预警飞机之间以及地面指挥中心与战斗机群之间的通信。近距离（视距）地空通信常采用甚高频（VHF）和超高频（UHF）通信手段，在远距离（超视距）则采用高频（HF）和卫星通信等手段。空空战术通信网主要用于空中预警飞机、空中指挥机以及空中战斗机群之间的通信，近距离（视距）采用甚高频（VHF）和超高频（UHF）通信手段，在远距离（超视距）则采用高频（HF）和卫星通信等手段。空军战术通信网在国土防空作战及其他航空作战中起着非常重要的作用。它传输的信息内容主要包括雷达情报信息、作战指挥命令、对作战飞机的指挥引导数据以及自由电文等等。通信方式正逐渐由以话音通信为主发展为以数据通信为主。在空军战术通信网的 3 个子网当中必须采取十分有效的安全、保密、隐蔽、抗干扰等措施，以确保作战任务的顺利完成。

（撰写：罗通俊　审订：许宗泽）

kongkong daodan

空空导弹 air-to-air missile　由飞机或直升机携带，用于攻击空中目标的导弹。通常由导引装置、自动驾驶仪、引信、战斗部、火箭发动机、弹体和弹翼等组成（见图）。



空空导弹主要组成部分示意图

空空导弹与机载发射装置、火力控制系统一起构成空空导弹武器系统。导引装置将导弹导向目标。导引装置大都采用红外和雷达寻的制导方式，亦有将捷联式惯性制导和雷达或红外制导结合分段实施的复合制导，以及雷达和红外制导同时实施的双工态制导（参见多模制导）等。寻的制导按工作原理分为主动、半主动和被动寻的制导。空空导弹自动驾驶仪控制导弹的飞行。空空导弹一般采用气动力控制。20 世纪 80 年代，在某些空空导弹上推力矢量控制得到实际应用。空空导弹的引信和战斗部组成导弹的引爆系统。该系统的功用是在导弹接近目标时适时起爆，毁伤目标。空空导弹主引信为近炸引信，同时装有辅助的触发引信。近炸引信分为红外引信、无线电引信和激光引信等。战斗部一般有破片式和链条式两类，战斗部大多装用高能常规炸药，少数导弹采用核装药。空空导弹火箭发动机，通常采用固体装药，单级或多级推力。空空导弹的气动外形配置：经常采用的有鸭式配置、正常式配置和旋转弹翼式配置（参见导弹气动布局）。

空空导弹根据空战方式的不同，大体上分为近距格斗和中、远距拦射两种类型。但有些中、远距拦射空空导弹也具有近距格斗功能（参见拦射空空导弹和格斗空空导弹）。空空导弹的主要特点是攻击范围大，命中精度高，毁伤能力强。20 世纪 80 年代装备的空空导弹大多具有全方向和全高度攻击能力。雷达型制导的空空导弹与载机火控系统配合可进行

全天候作战，实施多目标攻击。空空导弹已成为航空器空战的主攻武器。（撰写：刘永恒 审订：王祖典）

kongkong daodan jinzha yinxin

空空导弹近炸引信 air-to-air missile proximity fuze 依据目标特性或其环境特性感知其存在（从距离和/或方向上）而作用的引信。近炸引信按其信号来源不同分为主动式、半主动式和被动式；按其信号种类不同分为无线电、光、声、磁、静电和压力等引信。一般由场源、敏感装置、放大与信号处理、执行级和电源组成。

空空导弹一般采用近炸引信作为主引信。雷达制导空空导弹一般采用无线电引信；红外制导空空导弹一般采用光学引信或无线电引信；全向攻击空空导弹则要求近炸引信具有全向探测能力、良好的抗干扰和引信与战斗部配合等性能。随着空空导弹技术的发展，无线电引信的体制已由单一向复合发展，例如由脉冲多普勒向脉冲多普勒和伪随机码复合调制发展；红外引信已由近红外向中红外发展，由单色向双色发展；激光引信已由单一频率脉冲向脉冲编码发展。此外，制导信息和引信信息的综合利用，制导系统和引信一体化设计已成为空空导弹发展的一个趋势。

（撰写：袁 正 审订：王祖典）

kongqi dongli tianping

空气动力天平 aerodynamic balance 又称风洞天平。风洞中用以测量作用在模型上的空气动力和力矩的设备。模型在风洞中做测力试验时，这种天平将作用在模型上总的空气动力按一定的坐标轴系分解成几个分量，通常被分解为三个互相垂直的力和绕互相垂直轴的三个力矩，并把各分量传递到各测量元件，然后把它们精确地测量出来。主要形式有机械天平、应变天平、液压天平、磁悬挂天平和压电天平等。目前在低速风洞中多使用机械天平和应变天平；在高速风洞中多使用应变天平和压电天平。磁悬挂天平的最大优点是无支架干扰，但由于技术难度大，造价高，目前尚未用于生产性风洞。空气动力天平按测力数目可分为单分量天平和多分量天平。多分量天平以三分量和六分量为最常见。按测力元件相对于模型的位置可分为外式天平和内式天平。测力元件安装于模型内部的为内式天平，反之为外式天平。

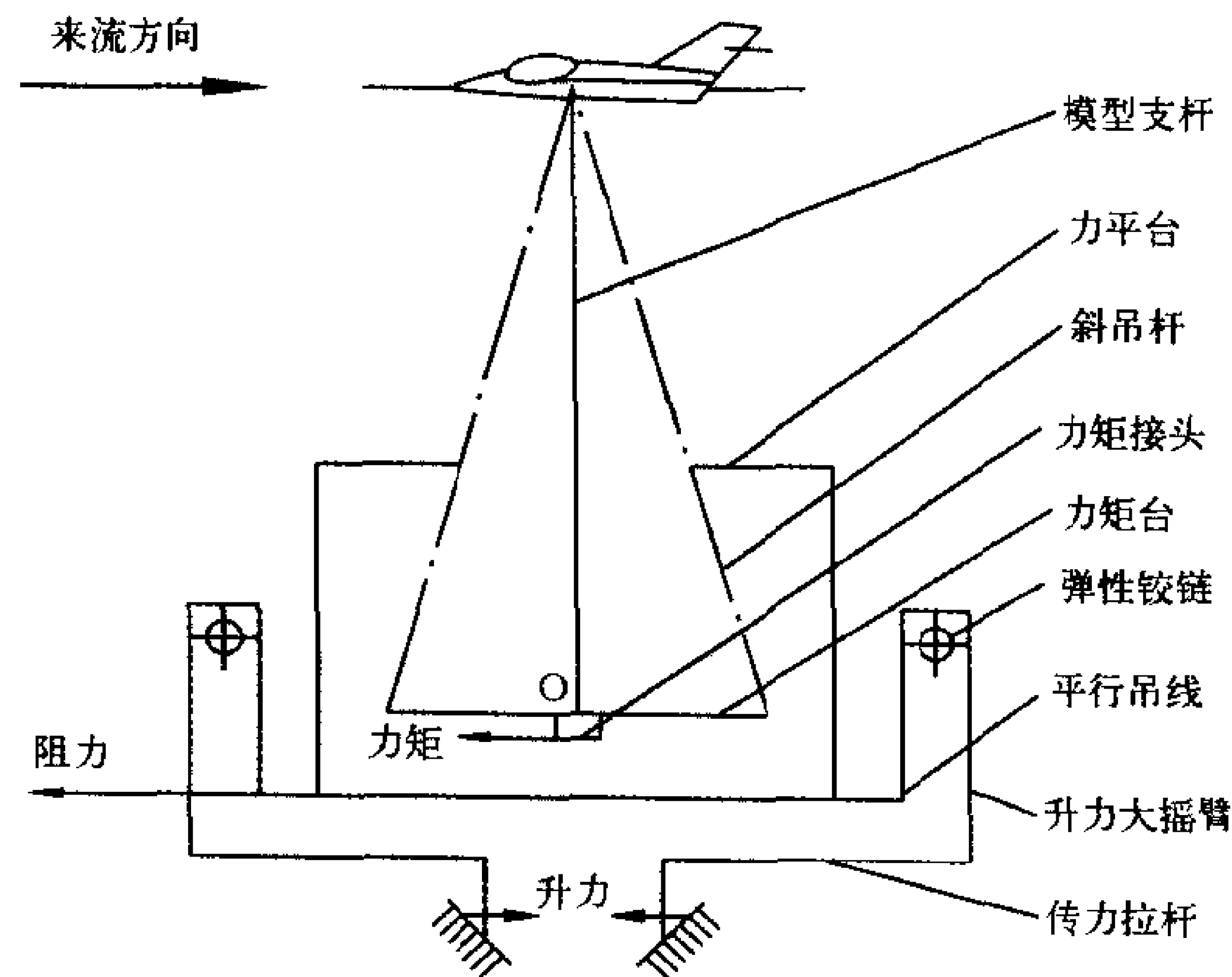


图 1 塔式天平示意图

机械天平由力的分解机构、传力系统、测量元件和角度机构等组成。按其结构形式可分为塔式、台式和轭式三种。目前常用的有塔式和台式两种。塔式天平（图 1）吊挂力矩台的三根或四根斜吊杆的延长线交于一点（塔心）。塔心是总力的分解中心。塔式天平的优点是结构简单，从结构原理上不存在力对力矩的干扰。台式天平（图 2）的力矩平台和力平台

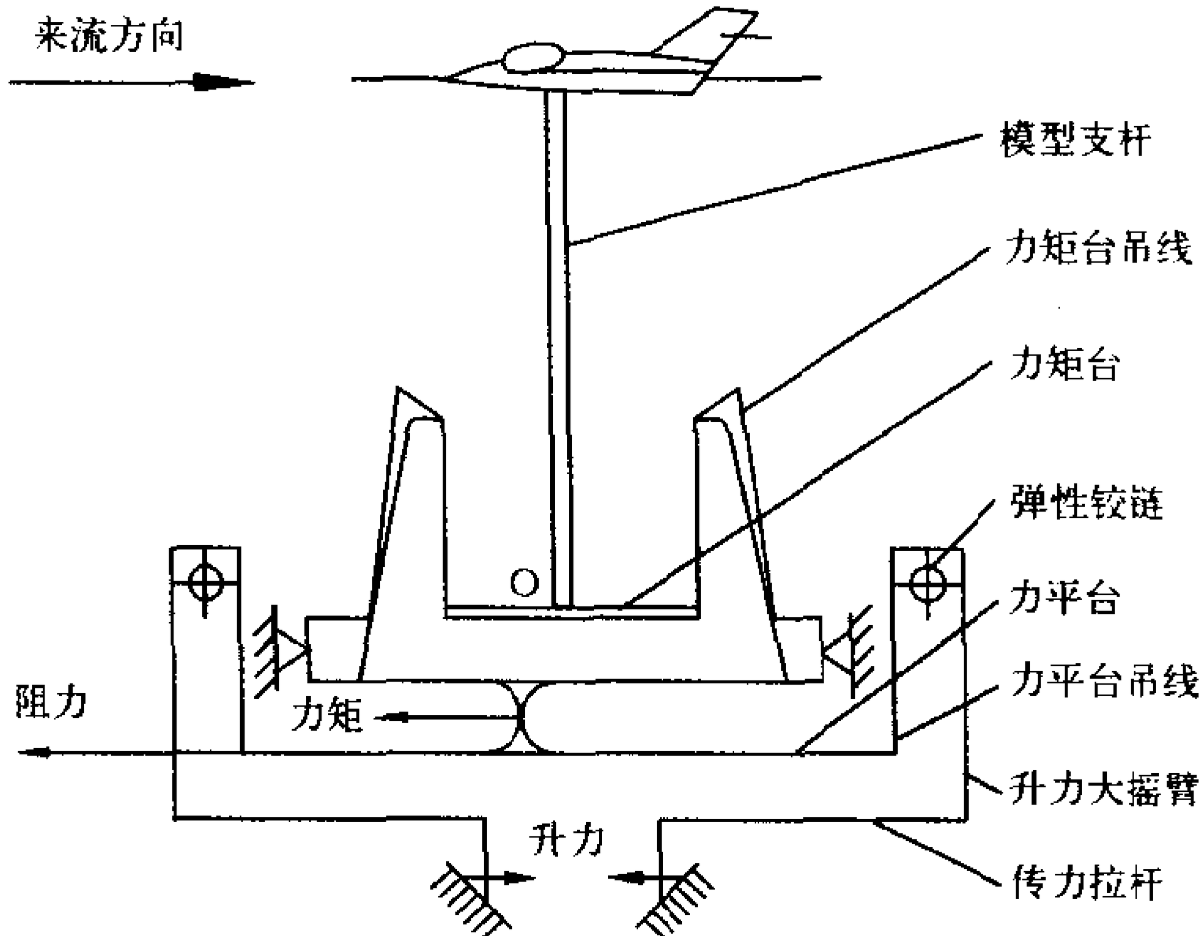


图 2 台式天平示意图

都由平行吊线悬挂起来，主支杆中心线与力矩平台平面的交点 O 为力的分解中心。台式天平从结构原理上存在力对力矩的干扰，必须用附加的消扰机构消除。一般地说，机械天平的精度较高，抗外界干扰能力强，性能稳定，但支架干扰量较大。

典型的应变天平见图 3 。天平体上的各弹性元件在力和力矩的作用下有微小的变形。在弹性限度内，其变形与力和

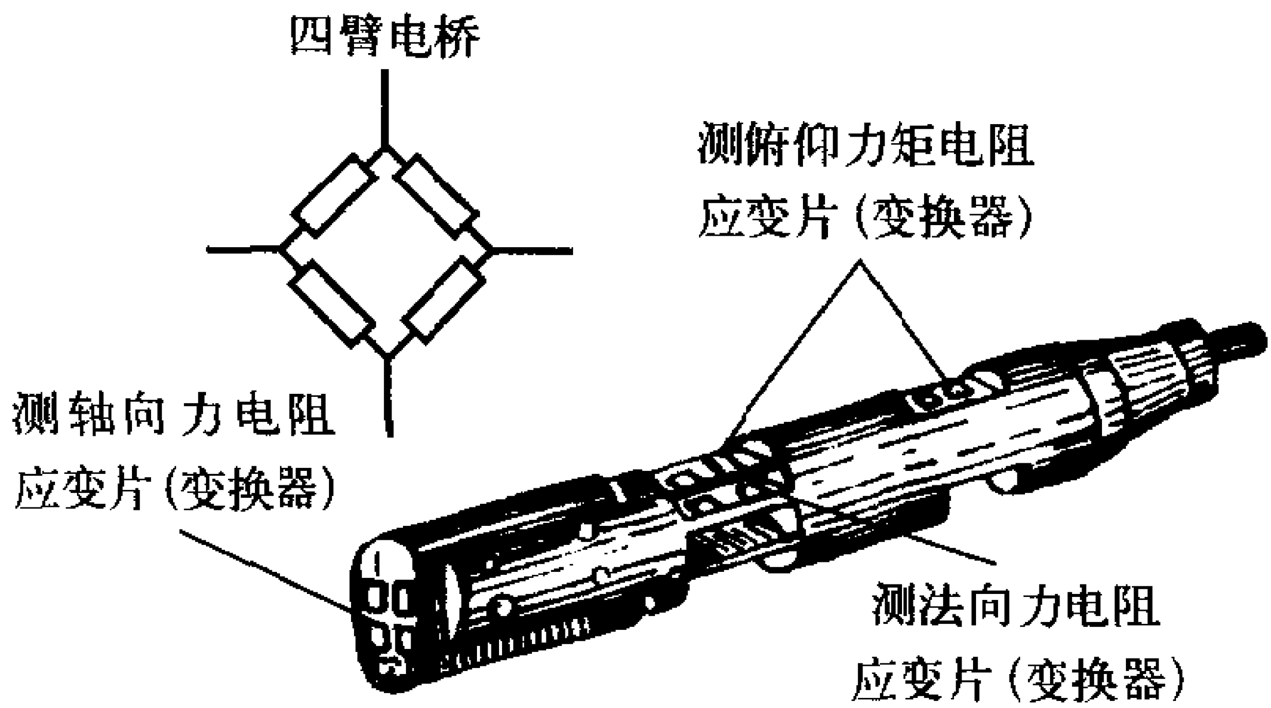


图 3 纵向三分量应变天平

力矩成正比。变形通过元件上的变换器（应变片）转换为电量改变，经放大后输出，则得到作用于模型上的力和力矩。应变天平的造价较低，适用范围广，可以根据不同的需要设计和使用专用的特种天平，例如，半模天平、铰链力矩天平、外挂物天平、喷流天平等。

任何类型的空气动力天平在使用前都必须严格校准。校准的目的是给出天平的工作公式和弹性角修正公式。目前，常规的机械天平测量精度约为 0.1% ，而常规应变天平的测量精度为 0.1% ～ 0.3% 。

（撰写：范洁川 审订：忻鼎定）

kongqi donglixue

空气动力学 aerodynamics 在流体力学基础上发展起来的一门学科。主要研究空气和其他气体运动及它们与物体相对运动时相互作用力的科学，特别是研究飞行器（飞机、直升机和导弹等）在大气中飞行的原理。空气动力学是发展航空航天技术的一门基础科学。几十年来飞机外形不断改进、飞行性能不断提高，都与空气动力学的发展是分不开的。由于飞行器外形复杂，运动状态多变以及结构会发生弹性变形和振动等，使得空气动力学的研究内容非常广泛，研究方法

也不断发展。空气动力学有低速、亚声速、跨声速、超声速和高超声速等不同的研究领域。速度范围的不同，不仅使空气流动有量的差别，而且有质的差别。针对飞行器种类的不同，除飞机空气动力学外，还发展了导弹空气动力学和直升机空气动力学等。按流场边界的不同，空气流动可分为外部流动和内部流动。外部流动一般是指对飞行器的绕流；内部流动以研究进气道、发动机内的流动为主，又称内流空气动力学。按研究的方式或手段的不同，空气动力学又可分为理论空气动力学、计算空气动力学和实验空气动力学等。空气动力学也应用于航空航天以外的其他工程领域，如建筑、桥梁、汽车、环境保护、能源、通风等，称为工业空气动力学。随着科学技术的发展，空气动力学的应用越来越广泛。空气动力学的发展为航空航天技术进步，作出了巨大贡献，但仍有许多未被认识的领域，有待科技工作者继续开拓。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

kongqi dongli zaosheng

空气动力噪声　aerodynamic noise　由气体流动造成的噪声。非定常气流内部运动或与物体相互作用而产生的噪声是飞行器噪声的主要组成部分，有许多不同的声源。

(1) 旋转叶片引起的噪声：螺旋桨和旋翼旋转时，由于涡的周期性脱落而引起噪声。当叶尖速度较大，叶面上产生局部激波时，噪声更为严重。还有一种是旋翼的先行桨叶的涡打到后继桨叶上的“拍击（slap）”噪声，在直升机的某些飞行状态下也很严重。桨叶修形后可降低噪声。涡轮和压气机旋转时，叶片每次通过一个空间固定的点都给空气一个扰动脉冲，产生噪声。

(2) 喷流引起的噪声：喷气发动机的高速气流从尾喷口排出时，与周围速度较低的空气急剧混合，形成强烈脉动，产生噪声。它的强度与喷流速度的 8 次方成正比。喷流总能量的 1.5% 左右会转变成噪声。高速、小直径的喷流产生噪声最大。对于高涵道比的涡扇发动机，由于喷流附近的横向速度梯度降低了，因而其噪声强度也有所降低，它比涡轮喷气发动机产生的噪声小。活塞式发动机的排气也是噪声源之一，其噪声可由消声装置加以控制，或设法把排气管不指向地面、不指向飞行器任何部位，以降低噪声。

(3) 机体上产生的噪声：气流流过机身、操纵面、起落架和减速板等形成湍流边界层、气流分离或旋涡；高速飞行时，机体上流出的边界层同发动机喷流相互作用而形成来回振荡的激波系。这些非定常流动都会产生噪声。

此外，边界层内部也产生噪声，参见*边界层噪声*。飞机超声速飞行时产生的声爆也是一种噪声，参见*声爆*。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

kongqi fenpei xitong

空气分配系统　air distribution system　将调节空气按规定的比例分配给驾驶舱、客舱和设备舱，保证舱内温度均匀、风速适宜的输气系统。座舱内空气分配的好坏影响座舱内空气流动和空气循环，并直接影响飞行人员和乘员的热舒适性。座舱空气分配应注意的问题有：(1) 保证座舱各部分温度均匀，冷热空气很好混合，使舱内温差小；(2) 尽可能减少通过座舱结构的热载荷；(3) 有害杂质或有味空气能迅速排走；(4) 舱内窗玻璃能有效地防冰、防雾。系统主要包括输气主管、支管、供气开关和各类喷口，旅客机还包括个别通风系统。（撰写：余建祖　审订：袁修干）

kongqi fenpei xitong moni shiyan

空气分配系统模拟试验　air distribution system simulative test　试验目的是：(1) 确定空气分配系统各支路的空气流量；(2) 调整限流器尺寸，使空气分配系统各支路的流量达到预定要求；(3) 通风空间的气流速度和温度分布的测定；(4) 通过空气流出喷口的尺寸、数量及位置的调整，使通风空间的气流速度和温度分布达到预定要求。进行前两项试验时，气流温度可任选，但空气分配系统的进出口压力状态应模拟其使用情况；一般情况下，试验时应提供空气分配系统的真实样件，对于第 2 项试验的设备阻力特性已知时，可不提供空气分配系统样件。进行后两项试验时，应提供空气分配系统和通风空间的条件，供气温度和压力、通风空间的压力和热状态，都应模拟其使用状态。（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

kongqi liuliang

空气流量　airflow　每秒流入发动机的空气质量（kg/s）。它是发动机的重要设计参数之一。由于空气是航空发动机的工质，所以空气流量越大，则发动机推力或功率越大。

（撰写：张　津　审订：陈大光）

kongqi liuliang kongzhi

空气流量控制　airflow control　为保证发动机在宽广的范围内有较好的性能并稳定工作，发动机控制系统对发动机的总空气流量和流经发动机各部件的空气流量进行的控制。流量控制往往是通过控制转速、涡轮温度或变几何通道等措施间接实现的。（撰写：方　斌　审订：陈大光）

kongqi midu

空气密度　air density　单位容积的空气质量（kg/m^3）。某高度上实际空气密度与标准大气条件下空气密度之比称为相对密度，用百分数表示。空气密度是由气温、气压通过气体状态方程（假定空气为理想气体）导出的物理量，常用下式表示

$$\rho = p/(RT)$$

式中 ρ 为空气密度，kg/m^3；p 为空气压力，N/m^2；T 为空气温度，K；R 为气体常数，$J/(kg \cdot K)$。

（撰写：王吉昌　审订：薛顺来）

kongqi tiaojie xitong dimian moni shiyan

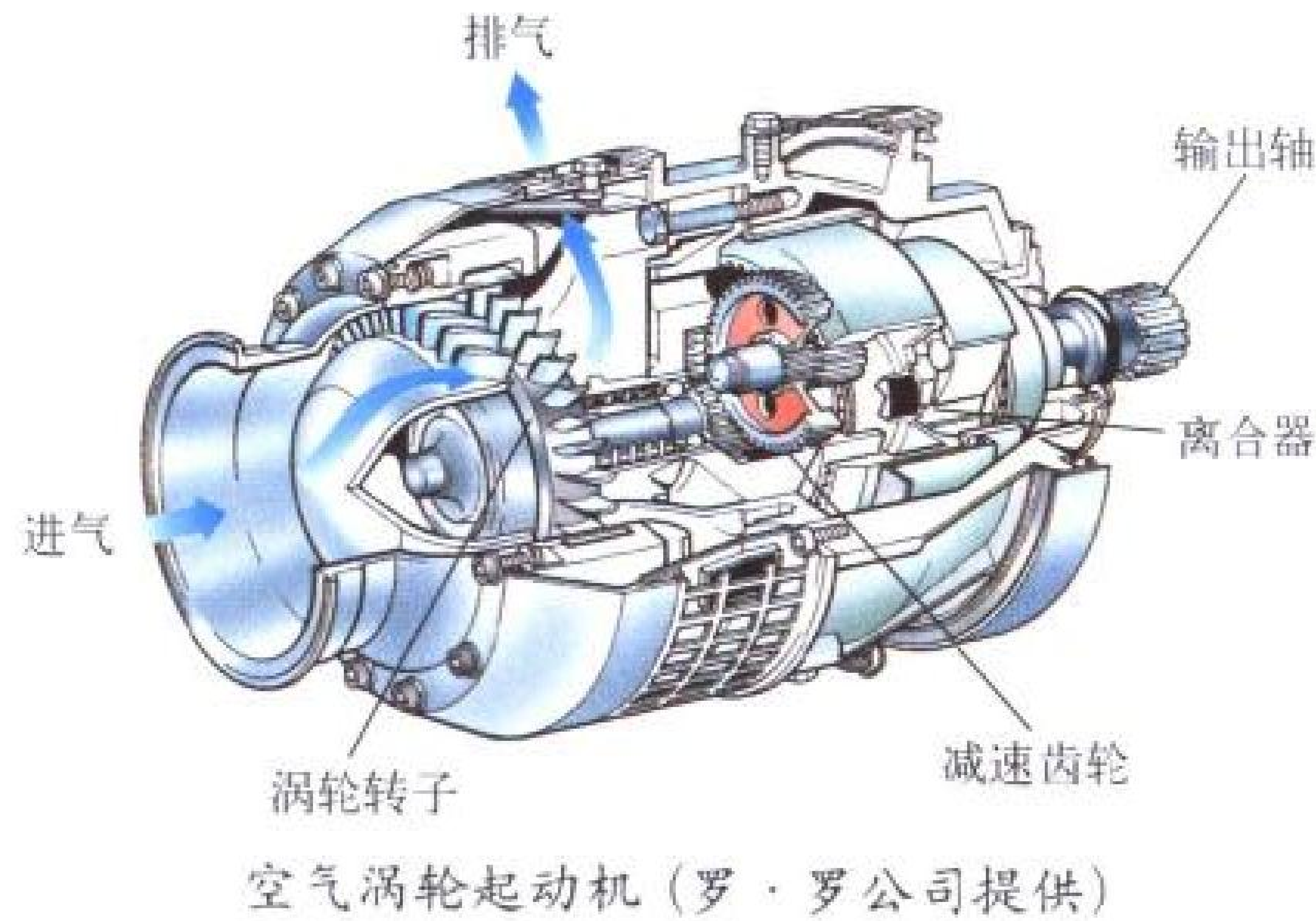
空气调节系统地面模拟试验　air conditioning system simulation test　将空气调节系统已经过性能试验的各附件和组件与基本符合装机要求的管路相匹配，装在试验舱内或舱外，模拟不同的飞行状态，检查系统共同工作的性能以及系统各附件之间的匹配的试验。按系统工作情况分为冷路工作试验、热路工作试验、冷热路共同工作试验。按试验被控参数变化速率分为稳态试验和动态试验。稳态试验主要是检查系统的参数匹配和工作性能，动态试验主要检查系统调节控制方面的稳定性调节性能和可靠性。由于飞行状态很多，试验一般选择比较典型的状态。试验时，由于测量和调节控制参数较多，应尽量采用快速自动控制测量装置。

（撰写：李峻峰　审订：袁修干）

kongqi wolun qidongji

空气涡轮起动机　air turbine starter　一种以压缩空气为能源的涡轮起动机。它有一个轴流冲击式涡轮转子或向心式涡轮转子，通过减速齿轮和离合器把功传递到与发动机连接的

输出轴上。起动机的涡轮靠压缩空气驱动，气源分高压和低压两类。高压气一般来自气瓶，一般压力为 3 ~ 5 MPa；低压气供气压力一般为 0.3 ~ 0.5 MPa 。气源可以用地面气源装置，也可以用机载辅助动力装置、多发动机飞机的另一台正在运转的发动机、另一架飞机正运转的发动机或专用气瓶。起动开始时，电磁活门打开，控制通入起动机的气压为



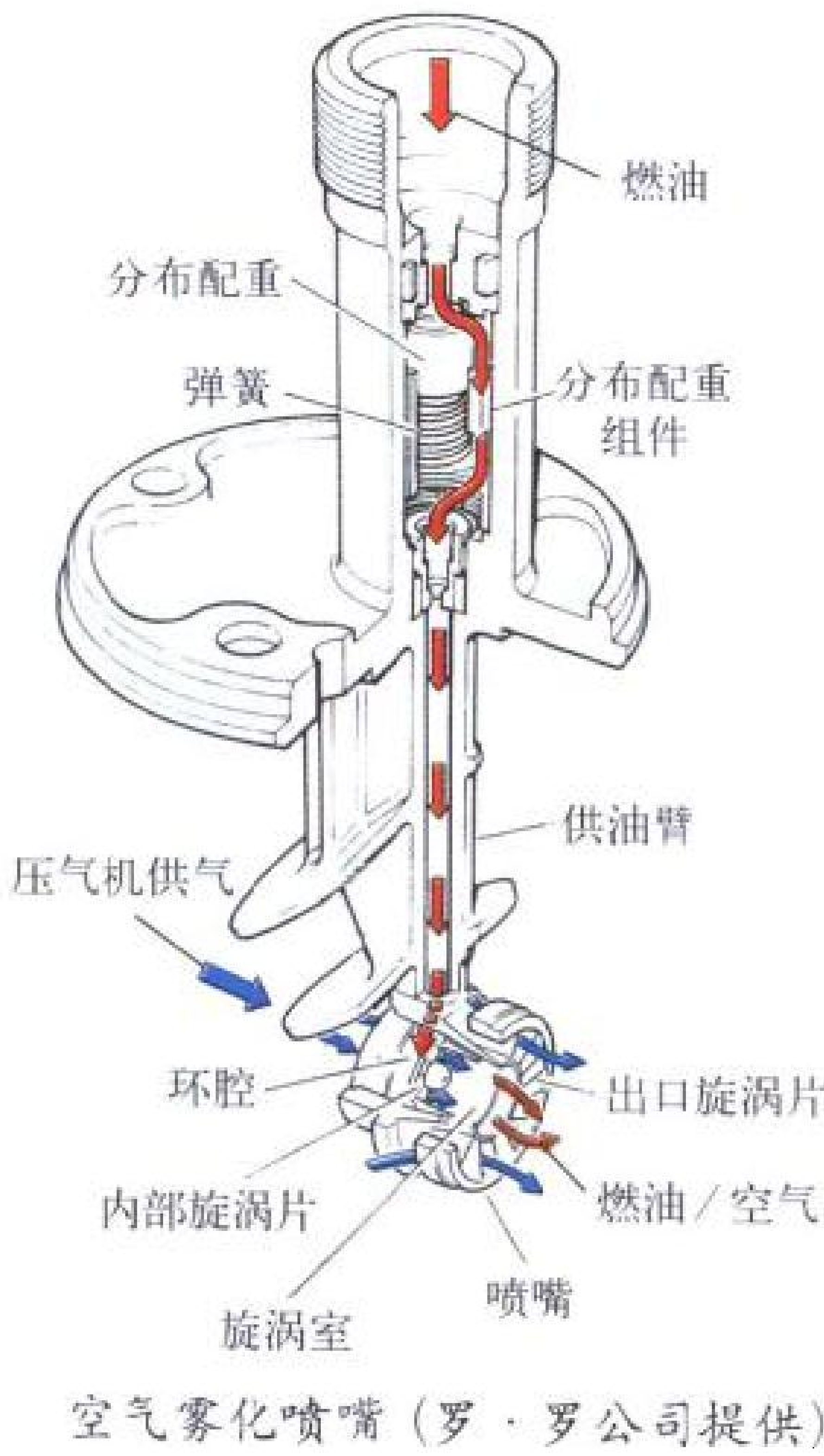
空气涡轮起动机（罗·罗公司提供）

定压，起动机加速到脱开转速时，活门自动关闭，离合器自动断开，起动机停止工作。此种起动机重量轻、结构简单、使用经济。高压空气涡轮起动机受气瓶容量限制，起动次数有限；低压空气涡轮起动机一般不能独立起动，因此，它通常用于起动时间要求不太严格的军、民用飞机上。近年来，新型战斗机一般配有大功率的辅助动力装置，有的可提供低压气源，故也有采用这种起动机的。

（撰写：李志广　审订：陈 光）

kongqi wuhua penzui

空气雾化喷嘴 air blast atomizer　利用高速空气射流与燃油射流相互作用实现雾化的喷嘴。除燃油外，还将高速空气引入喷嘴，使其在高速下与燃油在喷嘴内部撞击，从喷嘴喷出燃油与空气的混合物，在喷嘴外面再经过一次与外界空气的撞击，燃油即破碎成细小的油珠群。混合方式分为内混合型（即完全在喷嘴内混合）、外混合型（即在喷嘴出口截面混合）和内外混合型三种。其优点是：(1) 供油量范围比常用压力雾化喷嘴大；(2) 雾化质量高，且受飞行高度影响小；(3) 喷嘴孔直径较大，不易堵塞。其缺点是：(1) 采用内混合型或内外混合型方案时，喷油角随供油量而变，大油量时喷油角小，小油量时喷油角增大；(2) 要有供应高压空气的附加设备，一般情况下大多将压气机出口空气引入喷嘴；(3) 低转速和起动时，供气压力低，雾化质量差。

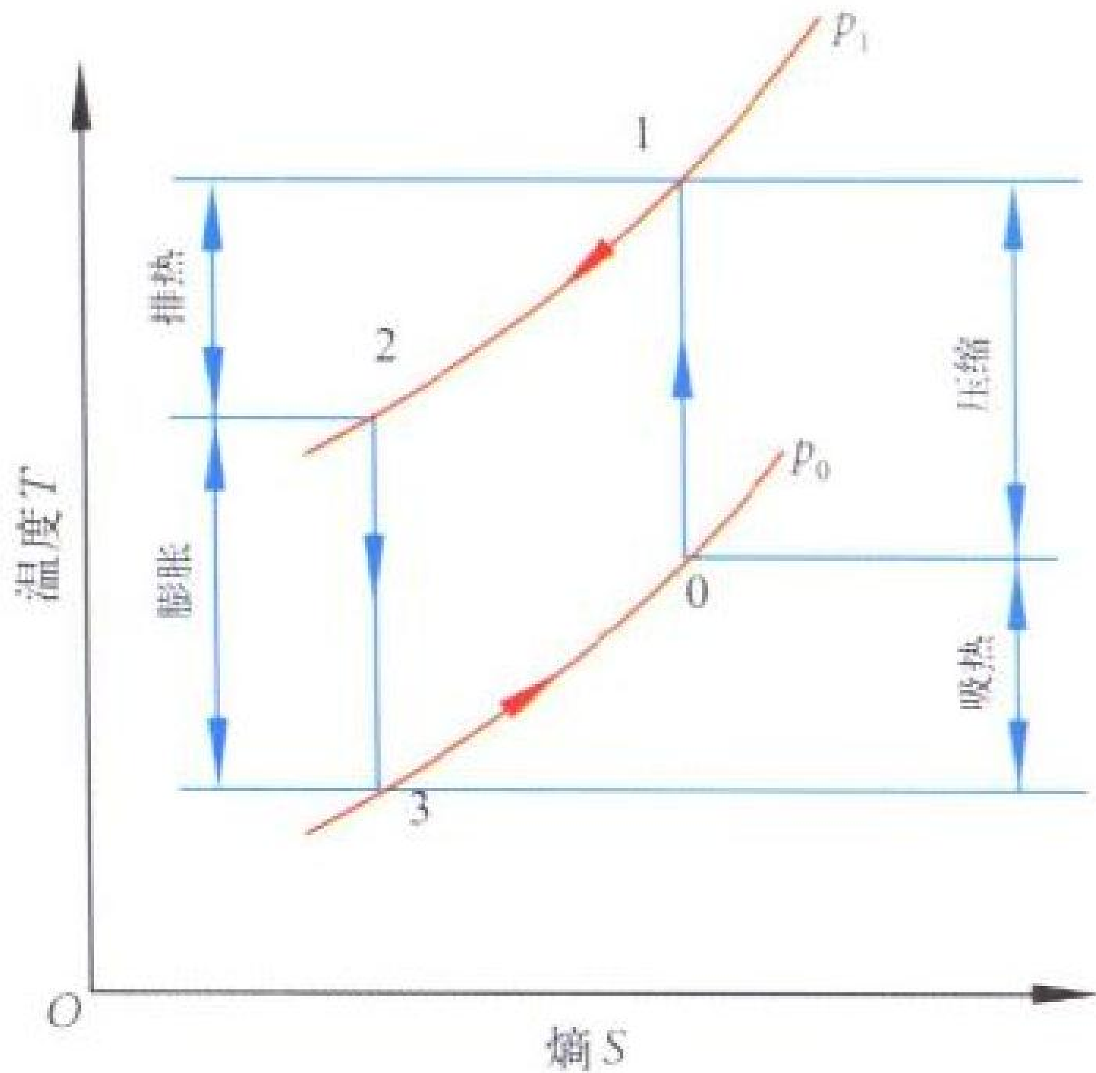


空气雾化喷嘴（罗·罗公司提供）

（撰写：张斌全　修订：吴文东　审订：王洪铭）

kongqi xunhuan lengque xitong

空气循环冷却系统 air cycle cooling system　又称空气循环制冷系统。利用逆焦耳和布雷登循环制冷的基本原理，使空气温度降低，用于座舱或电子设备舱空调的成套装置。按循环形式，分为开式和闭式；按涡轮冷却器的涡轮输出功的利用可分为简单式、升压式和三轮式等；按分离水压力（在系统中涡轮冷却器的涡轮进口前高压区或涡轮出口后低压区），又可分为高压除水系统和低压除水系统。它主要由换热



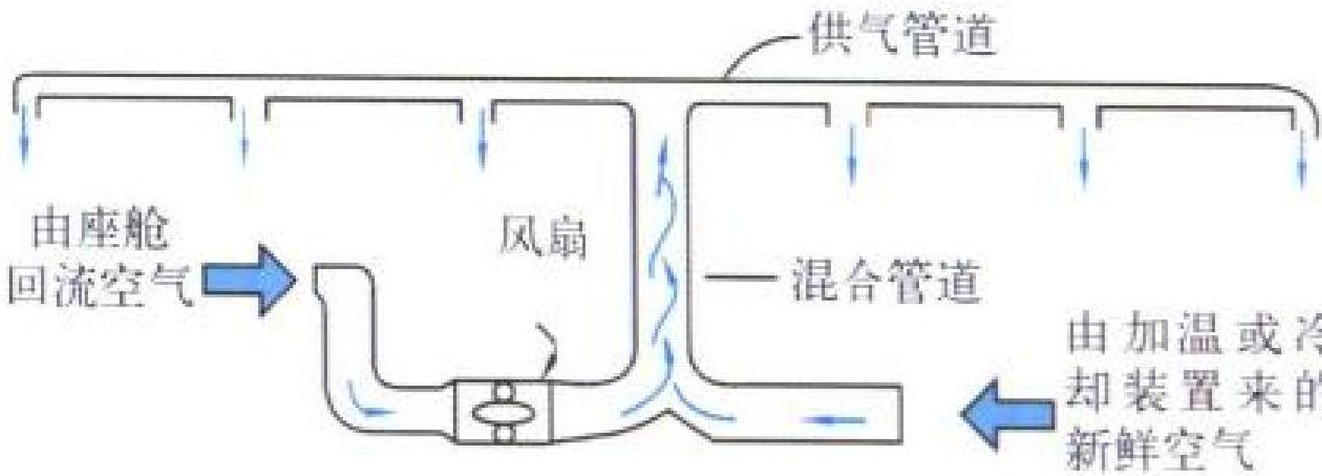
空气循环系统温熵图

器和涡轮冷却器、水分离器等组成。来自发动机压气机的高温高压空气（0～1）在换热器中与冲压空气（冷源）进行等压热交换（1～2），使空气预冷，接着在涡轮中膨胀作功（2～3），空气中部分热焓转变为机械功输出，空气温度进一步下降，低温空气吸热达到冷却座舱和电子舱的目的。为了保证座舱的增压和所需的制冷量，气源应有足够的引气压力。现代飞机广泛应用空气循环冷却系统。随着飞机性能的提高，电子设备功率与复杂性不断地增加，对空调系统的制冷能力要求更高，同时还要求空调空气中不含游离水。这样先进飞机将广泛地采用高性能的高压除水升压式空气循环冷却系统。对闭式空气循环冷却系统预研证明，在提供给定的制冷量的条件下大大地减少了冷却系统对飞机性能的代偿损失。

（撰写：左 晔　审订：袁修干）

kongqi zaixunhuan xitong

空气再循环系统 air recycle system　将座舱回流空气与由加温或冷却装置来的新鲜空气混合后进入座舱内的输气系统。再循环空气可减少空调系统从发动机引气量和改善舱内空气温度场的均匀性。客舱内要求保持均匀的空气温度场和速度场。为此在设计空气分配系统时要考虑减少输入空气与座舱空气之间的温差。当这种温差增大时，会增强空气对流



空气再循环系统与原理图

运动，使旅客感到不舒适。为了减少供入空气和座舱空气的温度差，可采用在座舱供气口之前，用座舱空气与供入空气相混合的方法。图示为一种飞机上常用的再循环系统，它用

风扇强迫座舱空气回流，经与供入空气相混合后供入座舱内。 （撰写：余建祖　审订：袁修干）

kongqin renyuan

空勤人员　flight personnel, air crew　又称飞行人员。飞机及其他航空器上从事驾驶或操作有关设备的人员总称。一般包括正副驾驶员、领航员、通讯员、射击员、雷达员、空中机械师(员)、飞行教员、飞行学员、试飞员、飞行试验工程师，以及在专用飞机上执行任务的人员等。空勤人员都经过专门的理论学习和严格的专业技术训练，能够保证飞行安全和顺利地执行飞行任务。 （撰写：李玉璞　审订：李志强）

kongshe dandao daodan

空射弹道导弹　air launched ballistic missile　军用航空器发射的弹道式导弹。战略空地导弹的一种。美国20世纪60年代准备部署“空中弩箭”弹道式战略空地导弹，因制导系统达不到2000 km射程所要求的精度指标，以及其他多种原因予以放弃。空射弹道导弹能减小受攻击的危险性，比相同射程的陆基弹道导弹有更大的灵活性，从而增强核打击力，提高战略轰炸机的生存力。因此，美国空军一直在研究空射弹道导弹，考虑过发展“和平保卫者”MX洲际弹道导弹的空射型，并在波音747F飞机上进行试验。但迄今为止，未见美国空军部署空射弹道导弹的报道。空射弹道导弹的精度，取决于测定其发射时的位置、高度、速度和航线的精度，以及再入时的末制导形式。此外，尚须解决动力飞行段的精确惯性制导、很高的再入速度和悬挂投放等问题。

（撰写：刘永恒　审订：王祖典）

kongshe xunnang daodan

空射巡航导弹　air launched cruise missile　见航天卷。

kongsubiao yu maheshubiao

空速表与马赫数表　airspeed indicator and Mach meter　测量飞行器相对空气的运动速度的仪表。空速表有指示空速(表速)表、真实空速(真速)表和马赫数表3种。指示空速表测量总压与静压之差，即动压。迎角一定时，升力和阻力的大小直接取决于动压，因此，指示空速表主要用于防止飞机失速，尤其在起飞和着陆阶段。在标准海平面状态下，指示空速与真实空速相吻合。非标准状态下或在海平面以上高度飞行时，指示空速将偏离真实空速，高度愈高，偏差愈大。真实空速是动压、静压和静温的函数，有输入静温信息的真实空速表结构较为复杂。在标准大气状态下，静温是静压的单一函数，故可用测量静压来代替静温测量。根据这一原理设计的真实空速表，结构比较简单，得到广泛应用。但是，在非标准大气状态下，测得的只是真实空速的近似值，故按该原理设计的真实空速表又称为局部温度修正的真实空速表。真实空速主要用于领航计算和火控系统中。马赫数是动、静压比值(或总静压比值)的函数。因此，马赫数表与局部温度修正的真实空速表的结构基本相似。到20世纪80～90年代，飞机上的主要仪表变为大屏幕彩色CRT或液晶平板显示仪(LCD)，这种参数重要且结构简单可靠的仪表仍作为备份仪表使用。 （撰写：黄俊钦　审订：王占林）

kongtian feiji

空天飞机　aero-space plane　见跨大气层飞行器。

kongtou

空投　airdrop　使用航空器将人员、装备和物资从空中投送到指定地点的行动。在时间紧迫或受地形限制，难以使用其他输送方法时采用。分为带伞空投和不带伞空投。带伞空投，是使用降落伞将人员、物资投至地面。不带伞空投，是不使用降落伞在超低空直接将物资投至地面。第一次世界大战期间，由轰炸机空投小型装备和物资。有运输机后及空投技术装备的发展，空投重量增大。美、英军队1944年6月



空　投

在实施诺曼底登陆战役中，除空投伞兵外，还曾空投火炮、轻型坦克和各种物资。翼型投物伞的研制成功，实现了自动寻的空投、地面遥控空投，可安全准确地将物资空投到指定地点。随着科学技术的发展和运输机性能的提高，空投将主要采用超低空牵引空投和高空大型装备的自动寻的空投。

（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

kongxi

空袭　air raid　使用携带武器的航空器、导弹等兵器从空中对地面/地下、水面/水下目标进行的袭击。具有突然性大、破坏力强、范围广泛等特点。分为战略空袭和战役、战术空袭。其任务是摧毁和破坏敌后方重要目标，削弱其军事实力和战争潜力；消灭和压制敌战场上的兵力兵器，支援己方军队作战。第一次世界大战时，空袭已成为经常性的作战活动，规模不大，但受飞机数量和性能限制。第二次世界大战中，大规模的空袭，对战争进程产生重大影响。战后，由于武器装备的发展，空袭的杀伤破坏效果显著，进一步提高了空袭的地位。随着科学技术的发展，航空装备的不断更新，空袭的突然性和破坏性将更加增强。



空　袭

（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

kongyu

空域　airspace　按一定规章划设的有明确范围的空间。空域有两种情况：一种是从一定的地面(水面)范围向上垂直延伸的空间；另一种是空中有一定范围的空间。空域通常分为

K

机场飞行空域、航路、航线、空中走廊、等待空域、空中禁区、空中限制区、空中危险区、空中放油区。空域的划设，应考虑国家安全、飞行需要、飞行管制和飞行保障能力、临时飞行空域，以及机场分布、环境保护等，以维护国家安全，兼顾军、民用航空和公众利益，合理、充分、有效地利用空间。（撰写：管 德）

kongyu guanli

空域管理 airspace management (ASM) 根据空域内大多数用户的合理要求最有效地开发空域资源，保证总的交通在任何给定点或区域都能和空中交通管制系统的容量相适应所做的计划和组织工作。这些工作包括合理地划分空域（包括飞行情报区、管制区、管制地带）、明确某些限制空域（包括有危险区、限制区、禁航区）、保留空域、特定空域及其时分制利用方法；建立和调整空中交通服务(ATS)航路网及其运行要求；协调各类用户在利用空域资源时可能发生的矛盾。空域管理的目的是在既定的空域结构条件下，实现对空域充分有效利用，最大限度地实现空域资源共享，尽量减少对空域使用的限制，满足不同用户的需求。

（撰写：周其焕 审订：薛文安）

kongzhan gongji fangshi

空战攻击方式 air combat attack mode 空中攻击的实施方式。常用的攻击方式有追踪攻击、拦截攻击和离轴发射攻击；正在发展的攻击方式是全向攻击、超视距多目标攻击、自动机动攻击以及全自动化攻击等。

全向攻击：以目标为中心任一平面的360°范围内的攻击。在使用先进的近距格斗导弹与中程拦射导弹，并配备有相适应的机载火控系统的条件下，才能实施全向攻击。

多目标攻击：在与群集目标遭遇战中，实现对多个目标进行探测、跟踪、识别和攻击。当配备有多目标攻击火控系统和多目标攻击导弹时，才能实施多目标攻击。它与超视距攻击协调发展，并促进自动化攻击的实现。

超视距攻击：以载机为发射平台，对远距离（标准视距10 km以上）目标实行探测跟踪，在驾驶员视野之外，使用中、远程导弹实施攻击。在火控雷达的作用距离大大提高，复合制导的中、远程空空导弹出现之后，主要依靠武器与火控系统的优异性能实施超视距作战，对目标的毁伤概率大大提高而受敌方的威胁大大减少。超视距攻击可以是单目标攻击，也可以是多目标攻击。

自动机动攻击：载机的火控系统与飞行控制系统耦合或综合的条件下，驾驶员作为监控员，由高度自动化的系统控制飞机的机动，实施对目标的攻击。正在发展的综合飞行/火力控制系统，利用飞行/火力控制耦合器，在实施攻击之前，操纵权即由驾驶员移交给飞行控制系统，以实现对目标的自动机动攻击。

全自动化攻击：C^4ISR（指挥、控制、通信、计算机、情报、监视和侦察）系统的发展，把军用卫星、预警飞机、战斗机群联成一体，在多目标攻击、超视距作战、综合飞行/火力控制和能量管理等先进技术的基础上，实现空战的全自动化已指日可待。（撰写：张滋烈 王祖典 审订：柯 恂）

kongzhan zhishengji

空战直升机 fighter helicopter 又称歼击直升机。主要用于攻击敌方直升机和其他低空飞行目标，进行空中格斗的直升机。通常装备空空导弹、航炮、火箭等武器（参见武装直升机）。



空战直升机

（撰写：温清澄 审订：杨忠琴）

kongzhong daba

空中打靶 air shooting test 考核火控系统与航空机炮、空空导弹、空地（舰）导弹、空空火箭、空地火箭和炸弹等武器装机后的匹配协调性、工作可靠性、作战效能和使用维修性所进行的飞行试验。航空机炮及火箭一般不打空靶，航空机炮通常采用无靶发射曳光弹的办法考核射击圆概率误差(CEP)；空地火箭一般对地靶发射考核其射击密集度；炸弹对地靶投放考核其圆概率误差。导弹打靶试验则根据试验目的确定用弹量。导弹设计定型时的命中概率考核用弹量较大，验证火控系统性能的导弹打靶试验用弹量较小，但无论哪种导弹打靶试验，均需根据火控系统和导弹制导原理及工作模式选择满足不同要求的靶标（靶机、伞靶、地靶、靶舰）。试验时在飞机上加装传感器测取飞机飞行参数、火控系统及其传感器的输入、输出参数等，并测试记录载机、弹（一般指导弹）、靶的轨迹参数和气象参数。

（撰写：袁慧馨 审订：张克荣）

kongzhong dianshi zhencha

空中电视侦察 airborne television reconnaissance 用一定方式把电视摄像头运抵目标区域上空进行情报获取的侦察方式。载体可以是有人/无人驾驶飞机，也可以像发射炮弹一样把它发射出去。由电视摄像头获取的图像信息一般都是通过数据链路实时地传回地面。这种侦察方式能获取目标区域连续的图像，十分适合于对敌方的部队及装备的调动情况进行连续的监视，也可以用于对战场的毁伤效果进行评估。由于视频图像数据量很大，对信道带宽的要求比较高，视频图像通常都是以压缩方式进行传输的。

（撰写：王祖林 审订：钱允敏）

kongzhong duizhun

空中对准 in-flight alignment 在飞行过程中，惯导系统借助于其他辅助导航系统提供的导航信息所作的对准。在紧急情况下，飞机要立即起飞，惯导系统来不及完成地面自对准，则可以在起飞后进行空中对准。空中对准时所用的辅助导航系统有全球定位系统（可提供位置和速度信息，姿态信息的提供也正在开发）、多普勒导航系统（可提供速度信息和偏流角信息）、测距系统（可提供位置信息）。空中对准一般采用卡尔曼滤波技术。首先要建立对准所用的误差状态方程，再建立测量方程。卡尔曼滤波器的测量值是惯导系统和辅助导航系统对同一物理量的测量值的差值。当给定系统噪声和测量噪声的统计特性，卡尔曼滤波可以给出姿态（俯

仰、滚转、方位）误差角、速度误差和位置误差的最优估计值。对捷联惯导，将惯导计算的姿态阵用姿态误差的估计值来修正，即可完成对准。对平台惯导，可以根据姿态误差估计值，用施矩方法来修正平台，使平台对准。

（撰写：张洪钺　审订：李四海）

kongzhong fashe

空中发射　air launch　操作人员发出指令后，机载导弹、火箭弹飞离载机的过程。空中发射通常指下列过程：在悬挂发射装置上点火后，机载导弹、火箭弹在其发动机的推力作用下飞离载机；或者，被悬挂发射装置弹射到载机下方一定距离后，机载导弹、火箭弹的发动机点火工作，加速飞离载机。　（撰写：张滋烈　审订：王祖典）

kongzhong fashe shiyan

空中发射试验　air-launch test　考核机载导弹、火箭弹空中发射的可靠性、安全性等试验。空中发射试验应在大量地面发射试验和空中挂飞试验之后进行，试验多采用发动机模拟弹（带真实发动机，其气动外形和重量、重心与真弹相同），在规定的几种典型高度、速度和飞行姿态下发射。空中发射要检查的内容有：(1) 发动机点火可靠性；(2) 导弹离机后穿过飞机流场区的飞行轨迹和飞行稳定性，是否与飞机结



YF-22进行空中发射试验

构碰撞；(3) 发动机燃气流对飞机发动机的喘振、停车及腐蚀等影响，并检查飞机防喘系统协调性；(4) 发射瞬间对载机姿态及飞机操纵性的影响；(5) 发射瞬间的燃气压力、音响和振动对其他悬挂物和机载设备的影响。试验应给出完整的摄影记录。　（撰写：潘凌阁　审订：王祖典）

kongzhong fangyouqu

空中放油区　fuel dumping area　为使在空中飞行的航空器遇到紧急情况时放掉机内燃油，迅速减重着陆，保证航空器飞行安全而划设的具有一定高度范围的空域。设置空中放油区，应考虑飞行安全和环境污染等问题。

（撰写：黄东辉　修订：李忠孝　审订：周双全）

kongzhongfeng

空中风　wind aloft　大气层内一定高度以上的空气相对于地球表面的运动。从气象观测出发，空中风的测量从离地一定高度开始每间隔一个高度测量一次直至所用手段能测量到的最高点。现代气象台站测量空中风采用的方法有：控空仪测风、小球测风、无线电经纬仪测风、雷达测风四种方法。

（撰写：王吉昌　审订：薛顺来）

kongzhong hangxing xitong

空中航行系统　air navigation system　支持航空器空中运行和空中安全有序活动的、由空中设备和地面设施共同组成的一种协同保障体系。在航空上简称航行系统。早期的航行系统由空地通信、导航系统以及气象信息服务、空中交通管制等组成。随着空中交通的增长和雷达监视的出现，以及空中交通服务和管制上的完善和扩展，航行系统已变成由通信、导航、监视和空中交通管理所组成。第二次世界大战以来空中交通发达国家分别投建并形成早期的空中航行系统，它们随各地空中交通的类型、密度、地形以及社会和经济条件上的不同而异，在全球不连续并且不统一，已不能满足空中交通的增长。国际民航组织已在1983年提出利用新技术建立适应21世纪空中交通增长需求下的全球性空中航行系统。参见新航行系统。　（撰写：周其焕　审订：薛文安）

kongzhong hongwai zhencha

空中红外侦察　airborne infrared reconnaissance　利用有人/无人驾驶的飞机对目标区域进行的红外成像侦察。根据物理学原理，任何温度高于绝对零度的物体都会释放红外线，不同性质的材料辐射特性不同，通过红外探测可以对目标和背景进行分辨。先进的红外成像装置可以对0.01 K的温差进行分辨，即使在夜间，也不影响红外探测器的使用。在战场上，战斗人员、车辆、坦克和装甲车会释放比背景高得多的红外辐射，利用红外相机从空中进行照相侦察，可以十分方便地获得战场的情况，红外侦察已成为现代战争中获取情报的一种有力手段。

（撰写：王祖林　审订：钱允敏）

kongzhong jidong

空中机动　air maneuver　地面部队为了一定作战目的，使用空中运输工具转移兵力的行动。具有机动速度快，应变能力强，易发挥作战的突然性，不受各种地形障碍限制、能保持作战人员体力等特点。分为战略空中机动、战役空中机动和战术空中机动。出现于第一次世界大战。第二次世界大战及战后，空中机动的任务和规模日益扩大。特别是各种重型运输机及新型直升机的出现，使空中机动的规模更大，范围更广。在未来战争中，空中机动将在战场上广泛运用。



空中机动

（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

kongzhong jiguang zhencha

空中激光侦察　airborne laser reconnaissance　一种从空中利用激光进行情报获取的方式。激光是一种相干光，有非常好的方向性，而且频谱纯度很高，激光侦察具有普通光学侦察所不具有的特点。利用激光的相干特性可以实现全息照

相、把全息照相机安装在飞机的头部，可为驾驶员提供三维景物图像，驾驶员可以从不同角度看到图像，就跟直接用眼睛观看物体的效果完全一样。利用激光方向性好的特点，结合高精度GPS定位技术，可以十分方便地获取飞机所飞过地区的剖面图，通过扫描，就可以获得目标区域的十分精确的三维地形图。激光侦察的缺点是受烟雾的影响比较大。

（撰写：王祖林　审订：钱允敏）

kongzhong jiayou

空中加油　air refuelling　空中加油机给飞行中的飞机（直升机）加注液体燃料。以增大飞机航程，延长续航时间。空中加油设备有两种：一种是插头锥套式（软管式）加油设备，由输



图1 中国空中加油机（软管式）

油软管、绞盘、压力供油机和电控指示装置等组成，受油机的受油管对准已展开的锥套后，自动加油；一种是伸缩套管式（硬管式）加油设备，由一根可伸缩的金属油管组成，通常安装在空中加油机尾部下方，加油时从尾部下伸出，插入受



图2 美国KC-135空中加油机给F-15加油（硬管式）

油机的受油口内，自动锁定加油。世界上只有少数国家装备空中加油机，具备空中加油能力。

（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

kongzhong jiayou baoxian

空中加油包线　envelope of in-flight refuelling　加油机和受油机进行空中加油的飞行速度和高度范围的边界。它规定了适合空中加油的飞行范围，一般为加油机飞行包线与受油机飞行包线重合的区域，再考虑一些实际使用因素后确定。

（撰写：陈初千　审订：杨燕生）

kongzhong jiayouji

空中加油机　tanker aircraft　用于在空中对飞行中的飞机（直升机）补充燃油的飞机。空中加油的目的是增大飞机的航程和续航时间。1949年，英国和美国分别研制出实用的空中加油装置。此外，苏联也研制出类似插头锥套式的空中加油装置。空中加油机多由运输机或轰炸机改装而成。空中加油装置主要有两类。

(1) 锥套式（软管式）：加油机上装有一根长20～30 m的软管。软管一端与贮油箱相通，另一端装一锥套，通过绞盘可以收放。受油机机头或机翼前缘装有一根可伸缩的或固定的受油管。受油机飞到加油机后下方适当位置，将受油管伸进锥套，锥套内一组由弹簧作动的肘节即自动抓住受油管管嘴。这时加油管末端的单向活门正好被受油管顶开，燃油开始自动流进受油机。加完油后受油机减小飞行速度，使受油管与锥套脱开。这套空中加油装置也可装在流线型短舱内，由战斗机携带在机身下面，用来给同类战斗机加油，俗称伙伴加油。

(2) 伸缩杆式（硬管式）：加油机尾部装有一根与拉杆天线类似的可伸缩半刚性加油杆。第一节杆的末端对称地装有两个夹角为130°左右的V形舵面，用来控制加油杆的位置。受油机飞到加油机后下方的受油位置时，加油机尾部透明舱内的操作员便控制加油杆的伸缩和舵面的偏转来调整加油杆位置，使杆末端与受油机座舱后的受油口相接，自动锁定后即开始加油。（撰写：魏志祥　修订：赵群力　审订：任源博）

kongzhong jiayou xitong

空中加油系统　in-flight refuelling system　装备有空中加油吊舱、加油平台或伸缩管式加油设备的加油机和装备有受油插头或受油插座的受油机及配套的指挥、通信、导航等保障设备和检测设备并能够完成空中加油任务的全套装置。

（撰写：陈初千　审订：杨燕生）

kongzhong jiayou xiangying

空中加油响应　in-flight refuelling response　受油机与加油机对接和加油过程中，软管绞盘控制系统对超过加油软管规定张紧程度的反应调节过程。受油机的受油插头与加油机的加油接头刚对接时，加油吊舱或加油平台的软管绞盘就应将松弛的加油软管迅速回绕。在空中加油过程中，随着加、受油机相对位置的变化，软管绞盘应及时回绕或放出加油软管，以维持其张力基本恒定，防止因加油软管过于松弛而抖动、打结或过于张紧而使两机意外脱离。维持加油软管张力基本恒定的方法主要有两种：(1) 通过一个与软管绞盘相连的液压传动装置实现；(2) 由一个与软管绞盘相连的恒力弹簧装置完成。（撰写：陈初千　审订：杨燕生）

kongzhong jiaotong fuwu

空中交通服务　air traffic service (ATS)　对民用航空器的通信、导航、气象和航行情报的保障。空中交通服务的安排和执行，通常由国家的航空当局设置专门机构负责提供，对无主权地区（例如公海）可以在多国协议下商定安排，并应力求全球标准化或维持最大限度上的统一规范。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

kongzhong jiaotong guanli

空中交通管理　air traffic management (ATM)　对民用航空器的空中交通管制和空中交通服务的总称。其目的是为所有用户提供空域利用上的最大灵活性，组织不同用户之间分享空域，在最小限制条件和不危及安全的前提下尽可能满足用户能自己选择飞行剖面的要求，因而能最有效地利用空域和组织空中交通活动。空中交通管理任务包括空域管理、空中交通流量管理、空中交通管制服务（兼作航行情报服务、航

空气象服务和告警服务等）。（撰写：周其焕　审订：薛文安）

kongzhong jiaotong guanzhi

空中交通管制 air traffic control　对航空器的空中活动进行管理和控制的业务。参见飞行管制。

（撰写：黄东辉　审订：周双全）

kongzhong jiaotong liuliang guanli

空中交通流量管理 air traffic flow management (ATFM)　在空中交通超出或可能超出空中交通管制系统可利用容量（即空域或机场现有接受能力）时，为保持到达或通过该空域的空中交通为最佳容量所进行的管理工作。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

kongzhong jinqu

空中禁区 prohibited airspace　未按国家有关规定经特别批准，任何航空器不得进入的空域。为了安全和保密的需要，国家重要的政治、经济、军事目标上空，划设空中禁区。空中禁区按禁区期限分为固定空中禁区和临时空中禁区。

（撰写：黄东辉　修订：李忠孝　审订：周双全）

kongzhong jiuyuan

空中救援 air rescue　在情况突然、任务紧急等情况下，使用直升机、运输机对遇险人员的营救和援助行动。始于1870～1871年的普法战争中，法国军队利用气球成功地把被普鲁士军队包围在巴黎的伤员撤出。在第二次世界大战中，美、英、法、德等都派出大量飞机，实施空中救援。在战后一些局部战争中，美军曾使用直升机进行空中救援。在未来战争中，空中救援将被广泛采用。（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）



空中救援

kongzhong liliang

空中力量 air power　一个国家所拥有的空中军事实力和潜力的统称。国家军事力量的组成部分。空中军事实力是现实的能够直接用于战争的空中武装力量，包括空、海、陆军现有的航空兵、空降兵等兵种部队，以及设施、设备、物资等的数量质量。空中军事实力是空中力量的主体，平时捍卫国家主权和领空安全，战时遂行预定战略战役任务，夺取和保持制空权，歼灭敌兵力，粉碎敌入侵企图。空中军事潜力是在一定时间内或经过动员后能够转化为空中武装力量的潜在力量，包括现有的民航飞行人员、飞机、机场设施等，用于战时执行军事空运及其他任务；还有国家的经济条件、科学技术发展水平、航空武器装备的研制能力、战备程度、空军在国防中的地位、国防教育等，都是构成空中军事潜力的重要因素。空中力量是国家制定和实现空中战略的依据。强大的空中力量是国家安全和发展的保证。

（撰写：梁万义　审订：朱宝鎏）

kongzhong qidong

空中起动 airstart, in-flight relight　又称高空再点火或高空再起动。发动机空中熄火后，在规定的空中起动包线范围内，用型号规范中规定的起动方法和程序接通发动机空中起动系统，使发动机重新点火的工作过程。发动机最低可接受的空中起动高度极限应按使用部门的规定。空中起动的可靠性直接威胁到飞行的安全。空中起动有风车旋转起动和起动机辅助起动两种方式。按起动条件，又可分为热机起动和冷机起动。冷机起动是发动机在规定的试验条件下做风车旋转，直到发动机燃烧室出口温度比进口温度高55℃时的起动。热机起动是发动机在熄火或停车后10 s内的再起动。热机起动又称遭遇起动，它可以较大地提高发动机空中起动的高度。我国规定，空中风车起动的总时间应等于或小于60 s，只有当发动机在30 s内点火、在等于或小于60 s内加速到慢车转速，空中起动才算是合格的。空中起动试验应在有和没有飞机系统引气和功率分出情况下分别进行。

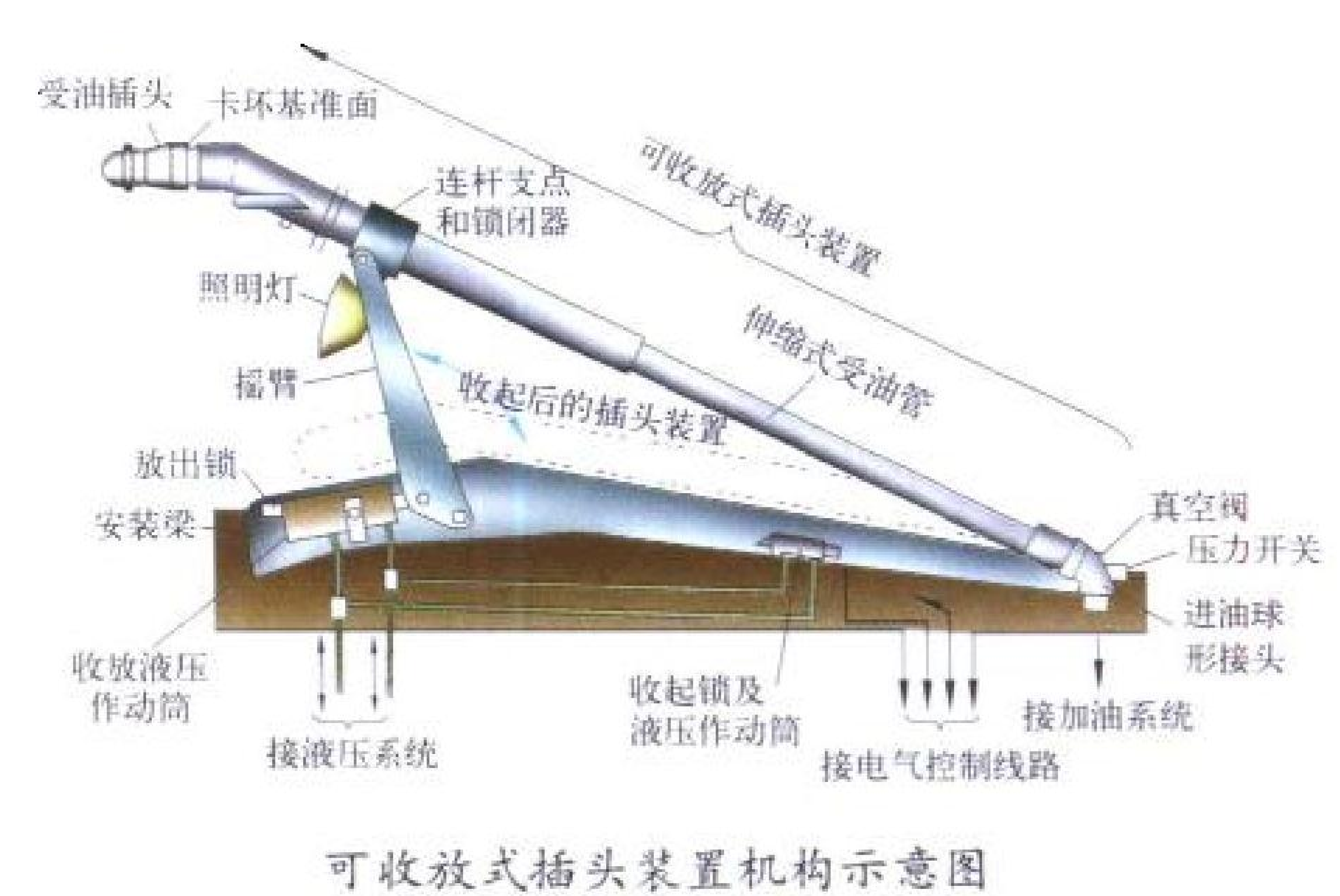
（撰写：刘大响　审订：夏光义）

kongzhong qidong bianjie

空中起动边界 airstart boundary　发动机在空中能可靠起动的高度、速度界限。发动机空中停车后，进入风车状态工作，燃烧室中气流的压力和温度迅速下降，气流速度增大，使得进行空中起动喷油点火时点燃困难。为保证发动机在空中可靠起动，必须满足的条件是能够可靠地将燃油点燃，并且正确调节起动供油量，既保证涡轮有足够的剩余功率，又不使涡轮前燃气温度过分急增而造成涡轮叶片过热和压气机喘振。燃烧室中的气流压力越高，越适宜点燃，越能满足可靠起动条件。只有在一定的飞行高度下，并且在比较窄的飞行速度范围内才能实现空中起动。每种型号的发动机都规定了空中起动边界，也称为空中起动包线。新型发动机的起动边界必须进行测定，通常先在飞行试验台或高空模拟试验台上进行，最后必须在原型机上对规定的起动边界点进行检查。（撰写：张津　审订：陈大光）

kongzhong shouyou xitong

空中受油系统 in-flight refuelling system of receiver aircraft　俗称受油机空中加油系统。飞机在空中接收加油机加注燃油的全套装置。通常以地面压力加油系统为基础经过改装而成，主要由受油插头和受油套管（插头—锥管式系统）、受油插座和滑道（伸缩管式系统）、加油总管及控制和指示系统等组成。受油机空中加油系统的设计应遵循“故障—安全”准则，当加油系统发生危及安全的故障时，要有应急措施。此



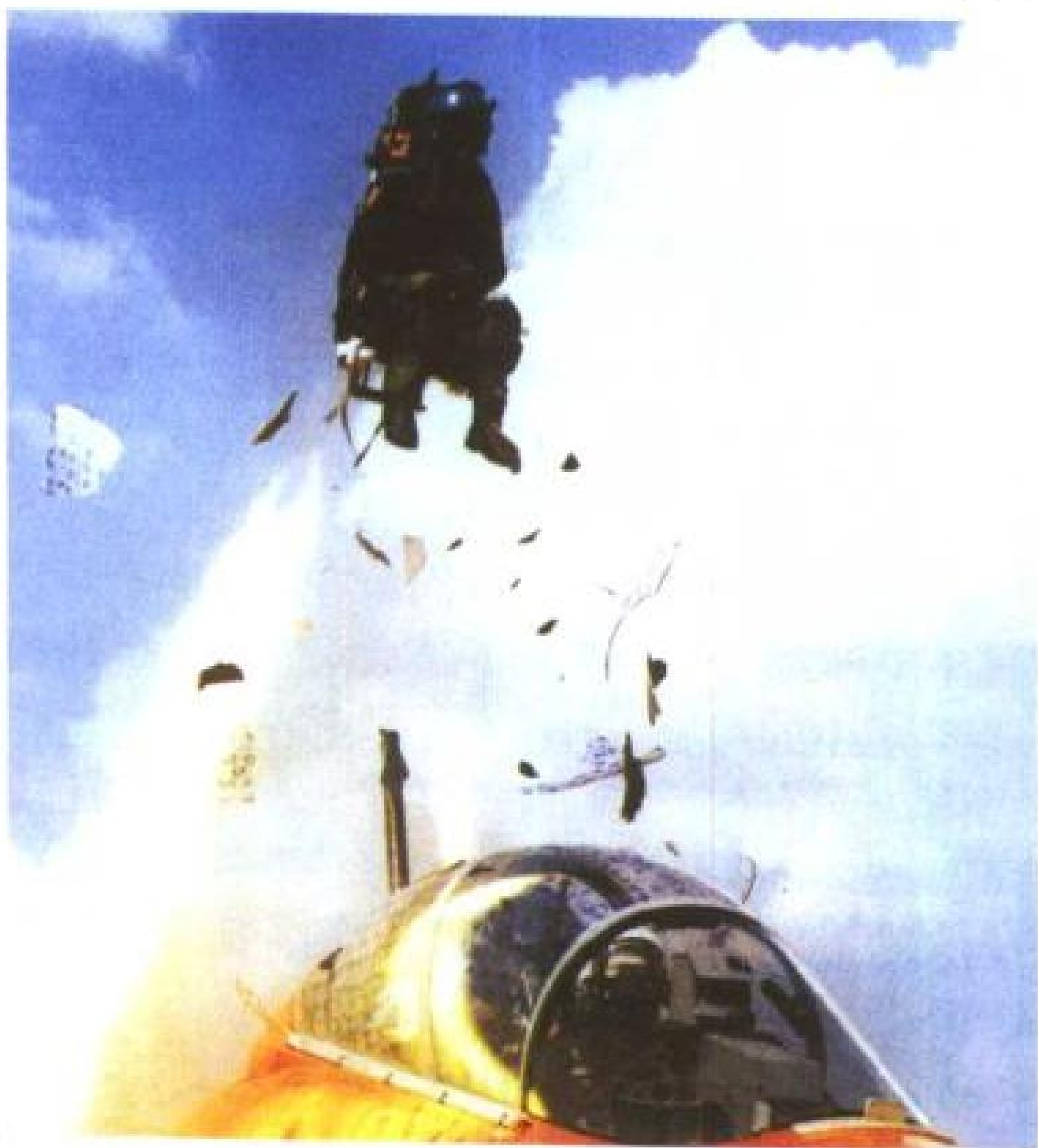
可收放式插头装置机构示意图

外，系统要有防静电起火等安全措施，确保飞机安全。

（撰写：韩国华 陈初千 审订：杨燕生）

kongzhong tanshe shiyan

空中弹射试验 in-flight ejection test 又称飞行弹射试验。用飞行器作为运载工具在飞行条件下进行的弹射试验。用于研究或鉴定在各种飞行状态（飞行高度、速度、姿态）和高空环境中弹射救生系统（或其子系统）的性能（综合性能或单项性能），验证地面试验和理论计算结果，以及研究与弹射救生有关的航空医学问题。这种试验一般在飞行试验基地用弹射试验机进行。弹射试验机、弹射试验假人、试验基地均配置有遥测、光测、磁记录器等各种测试设备，记录从弹射起动到着陆全过程的情况及各种参数。当采用双机编队照相时，还可拍摄救生系统和假人的相对运动轨迹和姿态。必要时，进行动物，以至真人空中弹射试验，以便体验和评定弹射救生系统的性能以及弹射对人体的影响。其试验结果接近真实



空中弹射试验

情况，可暴露出地面各种试验中无法暴露的问题，进行地面无法进行的试验（如不利姿态下弹射），是弹射救生系统研制中重要的试验。试验复杂、风险大、代价高。在地面各种试验后，有了安全可靠的把握、且十分必要时才进行。随着火箭滑车试验技术迅速发展和经验、数据的积累，已很少进行空中弹射试验。

（撰写：高闻天 审订：袁修干）

kongzhong tingche

空中停车 in-flight flame-out, in-flight shutdown 飞机在飞行中发动机意外熄火。发动机停车后，转数、温度突然下降，单发飞机会失去推力（拉力），飞行速度迅速减小。空中停车会严重地影响飞行安全，尤其是对安装单台发动机的飞机威胁更大。空中停车的原因一般有发动机本身故障，武器发射时高温废气进入发动机，驾驶员操纵不当，如驾驶员收（加）油门动作太快，加力使用不当，倒飞超过规定的时间，飞机在零过载附近停留时间太长等都可能造成空中停车。除发动机本身故障外都可以进行空中开车。驾驶员必须按该机种规定高度、速度范围进行空中开车。有的飞机空中开车不容易成功，如果第一次开车不成功，可以继续下降高度开车。几次空中开车后仍不成功，装两台发动机以上的飞机可以利用未停车的发动机在就近机场着陆或返回本场着陆。单台发动机的飞机可以在就近机场着陆或场外迫降，没有条件迫降时只有跳伞。喷气发动机空中停车后，可以立即进行迎面起动，这种空中开车的方法很容易成功，因为燃烧室是热的，燃油易雾化，转速也没有下降到该高度的慢车转速，空中开车条件好。

（撰写：李玉璞 审订：李志强）

kongzhong tingchelü

空中停车率 in-flight shutdown rate (IFSD) 发动机平均在1000飞行小时中的空中停车次数。发动机可靠性的主要指标之一。分基本空中停车率和总的空中停车率。前者计及由发动机故障引起的停车，后者计及由各种原因（包括发动机故障）引起的停车。

（撰写：陈光 审订：陈大光）

kongzhong toufang shiyan

空中投放试验 air drop test 考核武器悬挂投放装置的安全性、可靠性和准确性的试验。空投试验是在地面投放试验、地面武器系统电磁兼容性试验之后，在规定的投弹条件下进行的正常与应急空中投放试验。试验可用功能齐全的教练弹进行。

通过空投试验可以检查：(1) 在气动载荷作用下，悬挂物投下后通过飞机扰动流场时弹道是否平稳，是否有翻转或与飞机结构碰撞情况。(2) 检查在规定投弹条件下炸弹的爆控机构、爆控索以及引信的工作情况。(3) 投弹精度检查。飞机在规定的投弹条件下进行齐投，测量弹着点坐标，算出弹着点的距离偏差和方向误差。(4) 检查各种攻击方式下的投弹效果，包括水平投弹、俯冲投弹、上仰投弹等。通过空投试验对武器悬挂投放装置和轰炸火控系统的功能进行全面考核。

（撰写：潘凌阁 审订：王祖典）

kongzhong touqi shiyan

空中投弃试验 air jettison test 为确保飞机生存力所进行的检查飞机在应急情况下投弃悬挂物能力的试验。投弃试验以理论分析和风洞试验预测的飞行包线作为试验计划制订的基础。试验应从低危险条件开始，按预测数据结果所示，逐步向高危险条件过渡，并将预测结果与飞行试验结果比较，最终确定应急条件下的安全分离包线。投弃试验分为两种：选择投弃和全部投弃。前者由驾驶员确定某一挂点的悬挂物（常是成对的）投弃；后者是将所有悬挂物按预定顺序同时或几乎全部同时投弃。

（撰写：高振声 审订：王祖典）

kongzhong weixianqu

空中危险区 dangerous airspace 位于机场、航路、航线附近的对空射击场或发射场等地区的上空，划设空中危险区或临时空中危险区。在规定时限内禁止无关航空器进入。空中危险区的界限，根据射向、射高、范围等确定。

（撰写：管德）

kongzhong xianzhiqu

空中限制区 restricted airspace 划定的位于航路、航线附近的军事要地、兵器试验场上空和军用机场的飞行空域，也可根据需要划设空中限制区。根据需要还可在其他地区上空划设临时空中限制区。未经飞行管制部门许可的航空器，不得飞入空中限制区或临时空中限制区。

（撰写：黄东辉 修订：李忠孝 审订：周双全）

kongzhong yingji fangyou

空中应急放油 in-flight fuel jettison 见放油系统。

kongzhong youshi zhandouji

空中优势战斗机 air superiority fighter 见战斗机。



美国的F-15空中优势战斗机

kongzhong yujing

空中预警 airborne early warning 使用航空器和卫星上装载的探测、侦察、通信等设备，从空中获取军事情报信息，预先警报敌方的入侵行动。具有搜索范围广，探测距离远，



图1 北约使用的E-3A预警机

能发现低空、超低空和海上目标及机动等特点。其任务是平时掌握敌方动态，防备突然袭击；战时遂行警戒，指挥和引导己方作战，组织防御或实施反攻等任务。第二次世界大战后，美国海军将警戒雷达安装在飞机上，用于早期发现在舰



图2 前苏联A-50预警机

艇雷达盲区内低空飞行目标。随着微电子技术、微波技术等应用，预警机已发展成为高度机动的空中警戒指挥系统，它与预警卫星一起，在战后的历次局部战争中，执行对空指挥、战场监视、突击和摧毁目标、夺取制空权等任务，发挥了重要作用。 （撰写：梁万义 审订：朱宝鎏）

kongzhong yujing zhihuiji

空中预警指挥机 airborne warning and control system aircraft 具有空中指挥能力的预警机。见预警机。

kongzhong zhaoxiang zhencha

空中照相侦察 airborne photography reconnaissance 通过有人/无人驾驶的飞机飞临敌方上空用照相机对敌方情况进行侦察的情报获取方式。现在常用的相机有光学相机和CCD数字相机。光学相机通常以胶片为记录介质，一般要等飞机返回基地后才能对胶片进行处理，实时性不够强，但一般分辨率比较高；CCD数字相机采用CCD阵列获取图像信息，并立刻转换成电信号，通过载机上的通信链路可以把图像实时地传回地面。随着高分辨率CCD镜头的出现，该方式已逐渐成为主要的空中照相侦察方式。

（撰写：王祖林 审订：钱允敏）

kongzhong zhiyuan

空中支援 air support 又称航空兵支援。航空兵为配合地面、海上部队作战所采取的战斗行动。包括空中掩护、航空火力突击、航空侦察、空中输送和电子对抗等。通常按照地面部队、海上舰艇编队的作战企图、任务和行动性质等确定



空中支援

空中支援的任务和兵力使用。1911~1912年的意土战争中，空中支援以投弹和射击的方法对地面目标实施攻击。第二次世界大战时，空中支援的内容和范围不断扩大。在战后局部战争中，空中支援成为达成作战目的的重要手段。在未来战争中，空中支援的作用将进一步提高，方式将更加灵活多样。 （撰写：梁万义 审订：朱宝鎏）

kongzhong zhihuisuo

空中指挥所 airborne command post 脱离地面、具有机动能力、能实施飞行指挥及对地面武器设备控制的场所。空中指挥所多在续航时间较长的大型飞机上设立，因此也叫指挥所飞机。它通常作为某一级指挥员及其指挥机关在空中的预备或辅助指挥所，以配合地面指挥机构，提高作战效能和保持指挥的稳定性。空中指挥所机动性强、活动范围大，能根



E-4 空中指挥所

据指挥员的命令和意图，随时机动到指定地域实施作战指挥。空中指挥所一般都具有监视覆盖范围大，生存能力强以及具有较强的指挥能力等特点。它能够集警戒、监视、侦

察、指挥、控制、通信和通信中继与情报中继等功能于一体，因此它能在局部战争中起到维系整个空中作战高效能的核心作用。

空中指挥飞机的独特作用受到了越来越多的国家重视，目前美国生产的指挥机型有 E-4、EC-130 和 EC-135 三种。俄罗斯生产的有 A-50、图-26 等。

（撰写：朱国新　修订：李忠孝　审订：周双全）

kongzhong zoulang

空中走廊　air corridor　为航空器进出某地区而划定的有一定宽度和高度范围的通道。空中走廊（宽度通常为 8～10 km，长度 100 km 左右）按使用方法分为单向和双向。单向空中走廊只用于飞进或飞出，双向空中走廊则可用于相对飞行。走廊内外口及转弯点通常设在显著地标上空，设有固定导航设备。一个地区设有多条空中走廊时，应进行统一编号。

（撰写：黄东辉　审订：周双全）

kongzhong

空重　empty weight　空机重量。有关空重的术语颇多，军用飞机有基本空重、基本使用空重和使用空重等，民用飞机有制造空重、交付空重、标准基本空重、基本空重和使用空重等，分别包含不同范围的重量项目。各种空重的含义见本书相关条目。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

kongzhi de ouhe yu jieou

控制的耦合与解耦　control coupling and decoupling　一种多输入多输出系统，若其中一个输出受多个输入控制，此现象称为耦合。对该系统采取一定的控制措施，使系统的每个输出仅受一个输入控制，则称这种控制为解耦。飞机在飞行中，操纵副翼使飞机倾斜时将会同时引起偏航和俯仰运动，表明飞机这一控制过程是耦合的。当在飞机上装置了解耦自动控制系统，使升降舵只控制迎角、方向舵只控制侧滑角、副翼只控制滚转，即形成了解耦控制系统。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

kongzhilü

控制律　control law　飞行控制系统形成控制指令的算法，描述了受控状态变量与系统输入信号之间的函数关系。它表征飞行控制系统的数学模型。对飞行控制系统，控制律与系统的工作模态有关，一种工作模态对应一个控制律。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

kongzhi weidianji

控制微电机　micro control electrical machine　在控制系统中用于检测、解算、放大和执行的小型或微型电机。其输出功率小于数百瓦。按用途可分为两大类：(1) 信号元件：实现机械和电气信号转换的电机，如自整角机、旋转变压器和测速发电机等；(2) 功率元件：把电能转换为机械能的电机，如伺服电动机、力矩电动机、步进电动机等。控制微电机具有高精度、高可靠性和快速响应等特点，广泛用于各种控制系统，在航空领域主要用于自动驾驶仪、导航仪设备和仪表中。

（撰写：朱耀忠　审订：杨燕生）

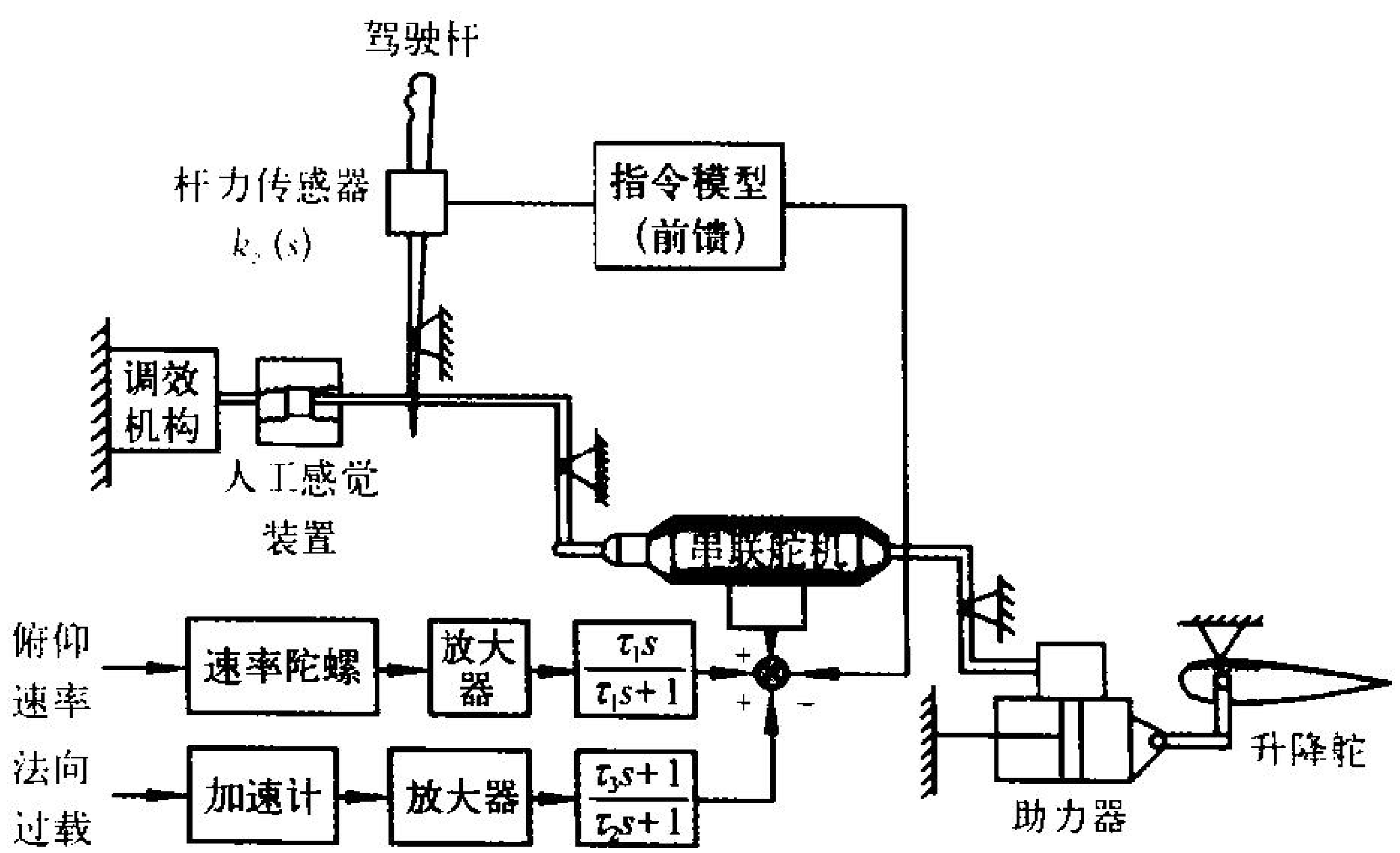
kongzhi xianshi danyuan

控制显示单元　control and display unit (CDU)　具有显示功能的综合控制部件。由处理机模块、字符发生和显示控制模块、高/低压电源模块、显示组件和键盘面板组成。操作键盘面板上的专用方式/功能键，实现飞行各阶段的飞行方式；选择不同的飞行参数；修正预先选定的飞行计划。驾驶员可通过行选择键对显示信息、数据进行管理，通过字母/数字键向系统输入数据。CDU 主要显示页面有：飞行阶段执行方式页面；飞行阶段检查页面；选择对飞行航路计划作修改的页面；参数、数据页面；维护页面和自检页面。CDU 通过接口与外部系统交连，对 CDU 的操作能实现任务数据自动加载和数据人工加载、导航管理、飞行参数显示、系统检测显示以及实现地面维护数据显示等功能。目前，通常采用 3 in × 4 in 的彩色 CRT 作为显示屏的 CDU，正逐渐被平板显示器件所代替。在运输机应用中，多用途控制显示单元（MCDU）正逐步替代 CDU。

（撰写：李国荣　审订：顾世敏）

kongzhi zengwen xitong

控制增稳系统　control augmentation system　能够提高飞机稳定性又能改善操纵性能的飞行控制系统。飞机的稳定性是由其气动布局决定的。现代高速飞机的稳定性与操纵性相互矛盾。应用控制系统的机理，引入飞机的角速度和过载信号形成闭环控制，以提高飞机的稳定性；引入前馈指令复合



控制增稳系统框图

控制，以改善飞机的操纵性能。控制增稳系统是电传操纵系统的基础，已被广泛地应用到现代飞行控制系统中。其纵向控制方框图如图所示。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

kuadaqiceng feixingqi

跨大气层飞行器　trans-atmospheric vehicle　可以单级多次入轨，在大气层内、外（空间）飞行的飞行器。目前正处于技术方案可行性研究阶段。它既具有在大气层内用高超声速常规巡航飞行的能力，又能够飞出大气层并加速到轨道速度，



X-43 试验机（带发射装置）

作低轨道飞行。它先以涡轮或涡轮—冲压组合发动机为动力在机场起飞，加速到足够高的速度之后，改由超燃冲压发动机推进，将飞行器加速到高超声速（马赫数 5～12），可在 30 km 以上的高空巡航飞行，也可以再用火箭发动机将飞行器加速到轨道速度（约 28000 km/h）送入低轨道，作环地球的低轨道飞行。人们通常所谓的“空天飞机”，就是一种跨大气层飞行器。

实现跨大气层飞行所涉及的关键技术问题甚多，如跨大气层及高超声速稀薄空气中的空气动力学和飞行动力学问题，复杂飞行情况下的飞行控制和导航问题，耐高温的高强度、低密度的材料和结构问题等，都是实现跨大气层飞行的难题。其中核心技术问题是研制一种能够适合不同飞行阶段要求的新型组合推进系统和高焓（比冲）推进剂。

跨大气层飞行器具有广泛的军事潜力和民用运输上的优越性。（撰写：赵秀丽　审订：王道荫）

kuashengsu liudong

跨声速流动　transonic flow　流场各点的马赫数在 1 附近，一般指 $0.8 \leqslant M < 1.4$ 的流动，即流场中同时存在亚声速和超声速两种流动。其来流马赫数范围与绕流物形等有关，下限为来流马赫数等于临界马赫数，上限为流场全部（或基本）成为超声速。飞机、直升机旋翼、螺旋桨、压气机和涡轮叶片周围都可能出现跨声速流动。跨声速流动的特点是常在局部超声速区的下游出现激波，以及由于激波和边界层的相互作用而引起气流分离。在飞机上，这种现象使得作用在机翼上的气动力出现剧烈而不规律的变化，引起操纵反常，甚至导致激波失速和抖振等。历史上曾经出现的所谓声障，正是由于跨声速流的特点而引起的。

理论上处理跨声速流动是相当困难的。20 世纪 70 年代以来，由于使用大容量高速度的电子计算机以及发展了数值计算方法，跨声速流动的理论计算取得了许多积极的成果。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

kuashengsu wolun

跨声速涡轮　transonic turbine　涡轮叶片进口气流速度为亚声速，出口为超声速的涡轮。对于工作叶片的气流速度均指相对速度。多数跨声速涡轮其导向器叶片和工作叶片出口的气流速度均为超声速，也有导向器叶片出口气流速度为超声速而工作叶片出口气流速度为亚声速的跨声速涡轮。它是提高涡轮级负荷从而减少涡轮级数和重量的有效途径之一，在现代高性能（尤其是高推重比）航空发动机中已得到广泛应用。气流从叶片进口的亚声速逐渐加速，大致在喉道处出现声速面，在声速面后气流以超声速流动，形成既有亚声流又有超声流的混合流动，在理论上控制这种流动的方程属于混合型方程。在超声速区总会有激波系出现，由于激波与叶背表面边界层的相互干扰使得流动恶化甚至产生分离，流动损失会有所加大，但设计良好的跨声速涡轮仍能保持较高的效率。目前航空发动机单级跨声速涡轮的总压膨胀比已达 4.0 左右，导向器叶片和工作叶片出口的马赫数为 1.15～1.4 左右。（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

kuaiqu jiluqi

快取记录器　quick access recorder (QAR)　易于安装和拆卸的机载数据记录设备。其记录存储介质主要有盒式磁带、光盘、大容量半导体存储器卡等。它具有与飞行数据采集单元（FDAU）连接的数据接口，记录容量大、可靠性高，连续记录的数据信息主要用于飞机状态监控和飞行品质评估，已普遍应用在各种先进的军民用飞机上。（撰写：伍奇贤　审订：蒋有达）

kuaisu duizhun

快速对准　fast alignment　采用一些特殊的方法将惯导系统的平台坐标系快速对准到导航坐标系。常规的自对准方法的方位对准时间过长，有时不能满足实战的需要，因此提出了一些快速对准方案，主要有：⑴ 记忆方位对准。将前一次飞行前对准好的平台的方位由计算机存储下来。下一次飞行前，将飞机按上次的位置和方位停放，并用上次存储的信息，将平台迅速拉到所记忆的方位上。⑵ 用外基准的快速对准。在飞机停放点附近设置一个已知方位的外基准目标，用飞机上的平视仪测定飞机纵轴与目标连线的夹角，即可算出飞机停放的方位。把它引入到惯导系统内，即可快速完成方位对准。⑶ 计算方位快速对准。用卡尔曼滤波器先快速地估计两个水平失准角，再用这两个失准角按一定的关系计算出方位失准角的估计值。⑷ 用最优控制理论将平台快速对准。⑸ 传递对准。将已对准好的机载母惯导系统的信息通过各种方法使机载导弹上的子惯导系统实现快速初始对准。（撰写：张洪钺　审订：李四海）

kuaisu chongfu qidong

快速重复起动　rapid repeat start　发动机转子停止转动后，在规定的最短停转时间间隔以后的再次起动。此种起动的目的是：因起动不成功或由于某种原因发动机关车后，能尽快重复起动，以保证发动机的出勤率和正点率。（撰写：李志广　审订：陈　光）

kuanxian yepian

宽弦叶片　wide chord blade　又称小展弦比的叶片。展弦比很小的叶片。当前主要指高涵道比涡轮风扇发动机上用的宽弦风扇叶片。早期的高涵道比涡轮风扇发动机风扇叶片，均采用窄弦叶片，即高展弦比的钛合金叶片以减轻重量。否则叶片太重，不仅降低了发动机的推重比，并使风扇盘的强度紧张。更主要的是，一旦风扇叶片折断，将使风扇转子的不平衡量急剧增大，且机匣难以包容，引起严重后果。为缓解窄弦叶片的颤振问题，只好增加中间凸台。由于凸台位于超声速区，将造成压力和空气流量的较大损失，并使流场不均匀。宽弦叶片可以不要中间凸台，有利于效率的提高和流

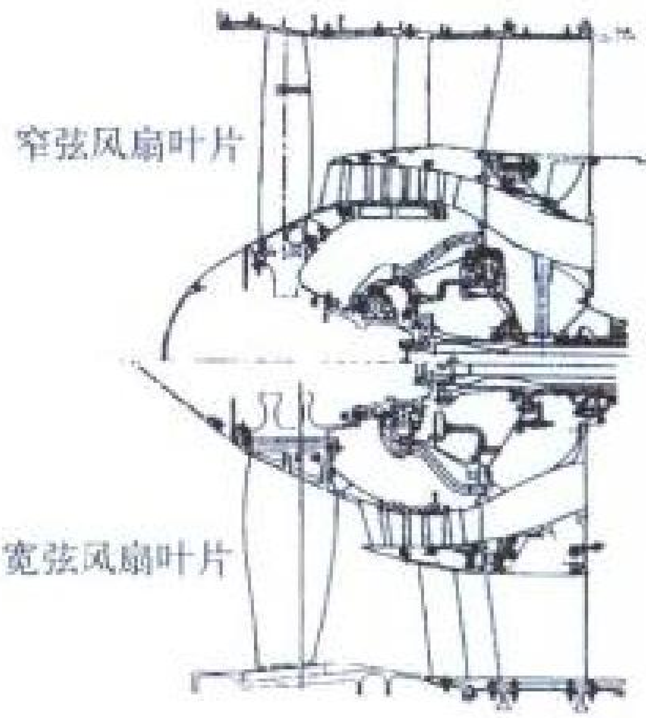


图 1　典型的窄弦、宽弦风扇叶片对比

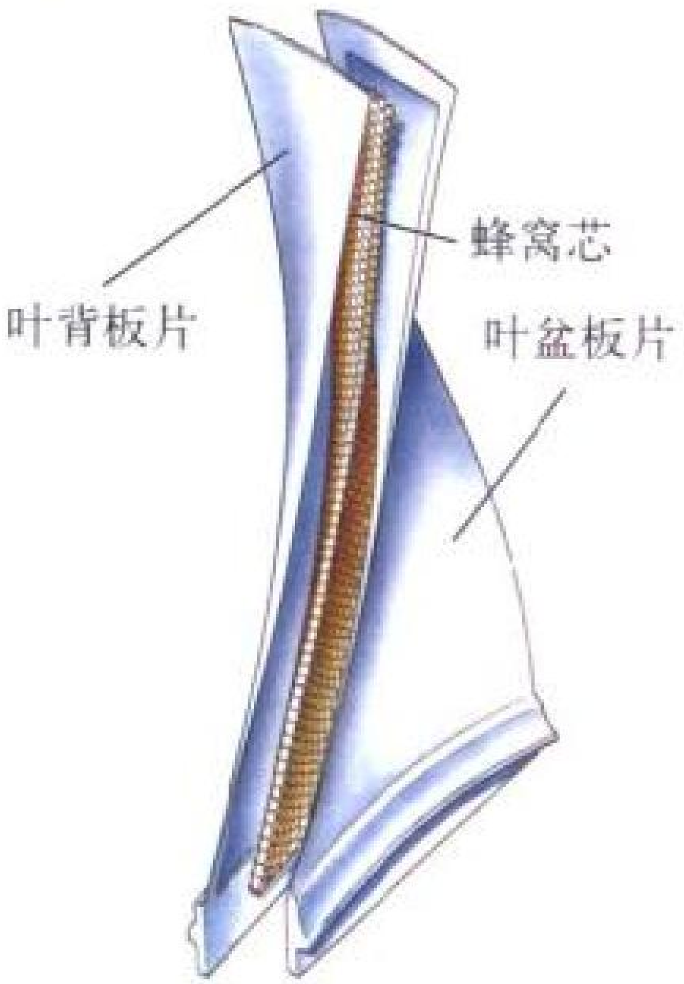


图 2　宽弦钛合金空心风扇叶片的结构

量的增大。罗·罗公司研制了用钛合金板加蜂窝芯的焊接空心叶片，最早用于RB 211-535 E 4发动机上，取得了成功。通用电气公司研制了碳纤维复合材料叶片，并已在GE 90涡轮风扇发动机上成功地投入了使用。对于推力较小的高涵道比涡轮风扇发动机，也有采用实心钛合金宽弦叶片的，如CFM 56-7发动机。

由于气动、结构、成本和可靠性等多种因素，高压压气机和小涵道比涡轮风扇发动机的风扇有采用宽弦叶片的趋势。

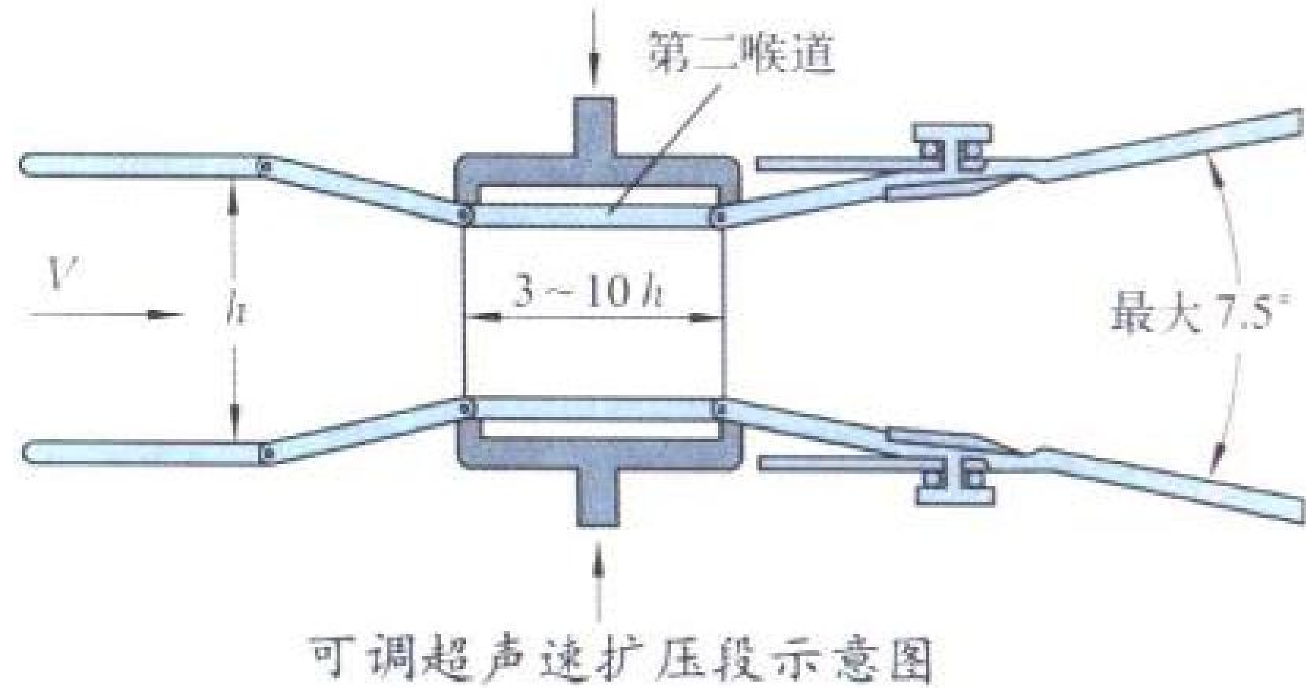
（撰写：李志广　审订：陈矛章）

kuopin tongxin

扩频通信　spread spectrum communication　见电子卷。

kuoyaduan

扩压段　diffuser　在风洞试验段后，把气流的动能变为压力能的部件。它的功能在于使气流减速，以减少风洞中气流的能量损失，降低风洞运行所需功率。低速风洞扩压段是一种沿气流方向扩张的管道。扩张角越大，气流减速越快，风洞回路越短，造价越低；但扩张角过大将导致气流分离，产生扩压损失和强的气流脉动，使试验段气流品质变坏。大量实验表明，三维扩压段的扩张角一般不应超过8°，其最佳值为5°～6°。在扩压段中安装分离板、旋涡发生器等可以减少气流分离。高速风洞的扩压段是先收缩后扩张的管道。其中横截面积最小处称为第二喉道（超声速喷管横截面积最小处称为第一喉道）。超声速的扩压段的作用有：(1)减小风洞中气流的能量损失。超声速气流在超声速扩压段的扩张管道中通过一系列斜激波和最后的第二喉道稍后位置的一道微弱正激波降到亚声速，这比通过一道强正激波将超声速直接降到亚声速的能量损失小得多。为了进一步降低扩压段内的激波损失，通常将第二喉道做成可调的（见图）。风洞启动时，



可调超声速扩压段示意图

调大第二喉道面积；风洞启动完毕后，缩小第二喉道面积。(2)将超声速扩压段第二喉道面积调到风洞回路的最小面积，使气流在该截面产生声速。这样，在试验段中即可获得稳定的亚声速流动，且风洞稳定段的压力变化不会导致试验段气流马赫数变化。(3)当试验段气流为超声速时，风洞启动后正激波位于第二喉道稍后的位置，如果风洞压力比发生微小的变化，正激波将在扩张的管道中沿上下游方向作微小移动，而不致于退回到喷管中去，可以获得稳定的超声速气流。(4)当扩压段第二喉道达到声速，喉道后的气流脉动不会向上传到试验段（通过边界层可上传一小部分）。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）



lagan

拉杆 stick back 驾驶员向后拉驾驶杆（盘），使飞机抬头上升高度的操纵方法，是使飞机上仰的操纵动作。凡是使飞机向上机动飞行或增加升力都要拉杆（如图所示）。拉杆使飞机的升降舵向上偏或全动平尾后缘上偏，使水平尾翼产生一个向下力，这个力可产生对飞机重心的抬头力矩，于是使飞机上仰并上升高度。拉杆能使飞机过载增大，如果有足够的速度，高度合适，拉到一定过载时，飞机就可以作筋斗飞行。



拉杆

（撰写：李玉璞 审订：李志强）

lali

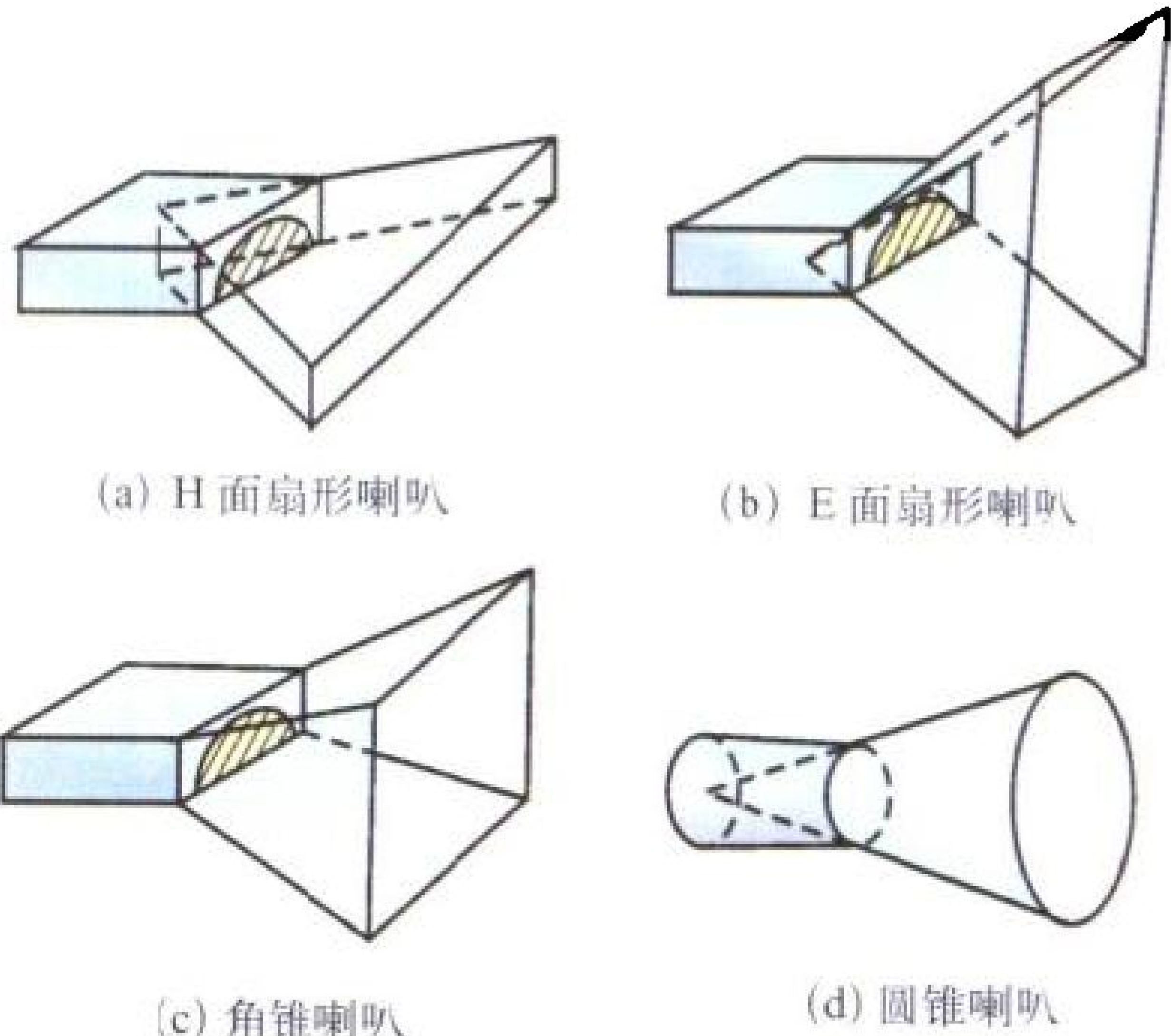
拉力 traction 对于以螺旋桨为推进器的发动机，当螺旋桨安装在发动机前方时，它所产生的拉动飞机向前的力。螺旋桨产生的力一般是与飞行方向相同，因为它推动空气沿飞行相反方向流动，使动量增加，空气给螺旋桨以反作用力，其方向为飞行方向。 （撰写：张津 审订：陈大光）

laping kongzhilü

拉平控制律 control law for flare 飞机在下滑着陆过程中的拉平飞行段，控制系统所采用的控制律。拉平控制应由飞行控制系统和油门控制系统协调工作来实现。飞机沿下滑轨迹下降时，仍具有较高的速度和下降率，不能直接着地，在着地前要逐渐使飞机的下滑轨迹倾角减小，同时逐步收小油门减少推力，使着陆速度和下降率达到技术要求。通常所采用的拉平控制律有指数拉平规律、固定轨迹拉平规律、“终值”拉平规律。拉平控制律的设计，应保证在飞机姿态、过载等限制条件下自动拉平，使着陆前（飘落时）的高度、着地点位置、飞行速度和下降率，达到技术要求的准确数值，确保飞行安全。 （撰写：王宗学 审订：王占林）

laba tianxian

喇叭天线 horn antenna 波导终端张开成喇叭状的天线。由矩形波导可张开成扇形和锥形喇叭，由圆形波导可张开成圆锥和角锥喇叭，见图。喇叭天线的辐射特性由喇叭口面形状、尺寸和面上场分布决定。天线匹配性能主要决定于喇叭与波导连接处（称为颈部）及喇叭口面处的不连续性产生的反射。把颈部过渡尽量做得平滑、适当加长和加大喇叭口面尺寸，可减小反射、扩展工作频带。喇叭天线是应用最广泛的微波天线，结构简单、馈电方便、方向性容易控制，可用做各类反射面天线的馈源或单独做天线用，还可用做对其他高增益天线进行校准和增益测试的通用标准，此时称为标准喇叭。加大张角喇叭具有几个倍频的宽带特性，已用于电子对抗设备的宽带测向系统。喇叭天线可以工作在多模状态，多模喇叭可用做单脉冲雷达天线馈源和高效率天线馈源。

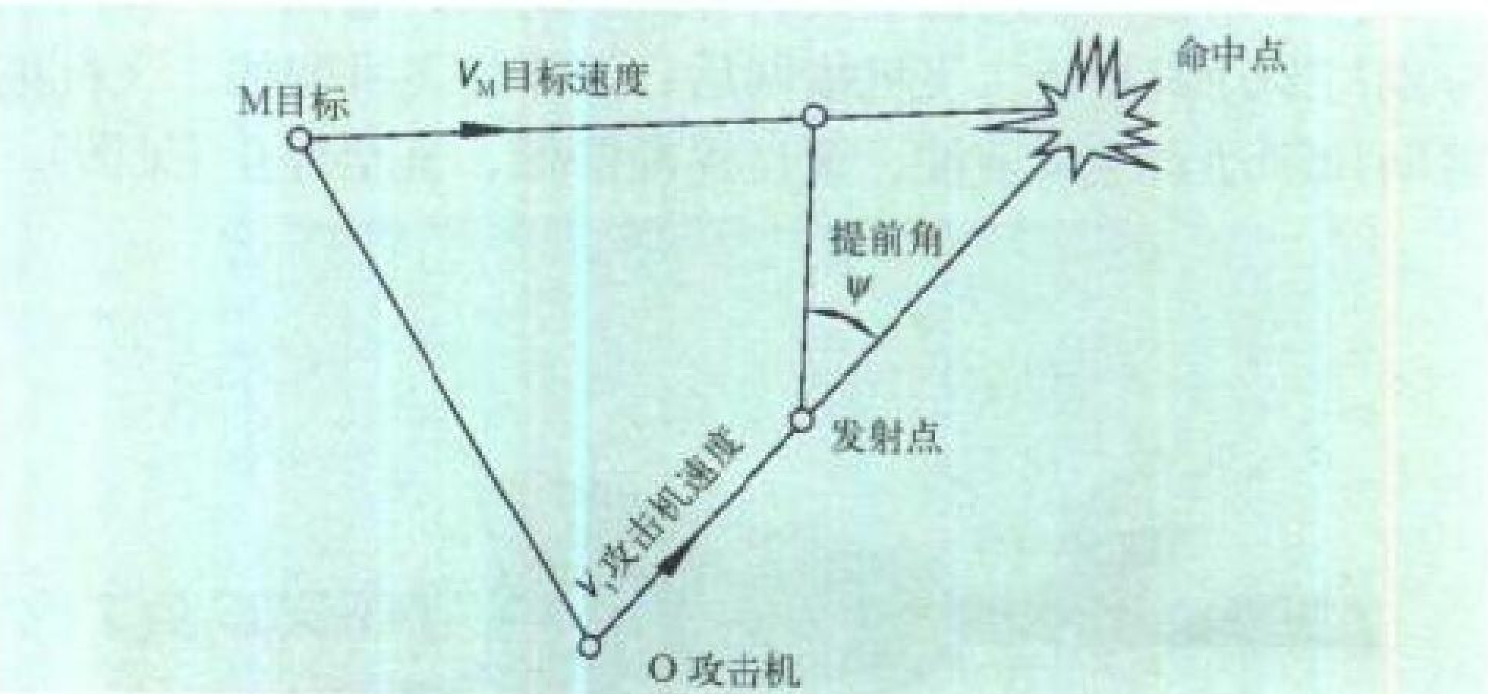


喇叭天线

（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

lanjie gongji

拦截攻击 intercept attack 使用空空导弹的空战中，当攻击机的火控雷达截获和跟踪目标后，驾驶员根据显示器显示的偏差信号操纵飞机，使偏差信号小于允许操纵误差，在进入导弹发射区并满足发射条件后，进行导弹攻击的过程（见图）。中距空空导弹在攻击过程中，有些需要装定导弹飞行时间的数据，而有些不装定此数据。在研究分析时，假设目标作等速直线飞行，则攻击机在机动一段时间后，将指向其预期发射点作直线飞行。这种攻击方式的优点是基本上可以实施全向攻击，也可以实施超视距攻击。



拦截攻击图

（撰写：朱培申 审订：王祖典）

lanshe kongkong daodan

拦射空空导弹 intercept air-to-air missile 简称拦射弹。空战中交战双方距离较远时，在地面或空中（预警机）引导下，由机载雷达发现目标实施攻击的空空导弹。拦射弹具有以下主要特点：⑴ 发射距离远。一般发射距离可从十几千米到一百千米以上。通常按导弹发射距离大小，又划分为中距和远距拦射弹，一般以一百千米为分界。⑵ 可攻击范围广。新一

代拦射弹可在空间球形区的一定范围内，对目标实施上仰和下俯发射，甚至可以攻击贴地(海)面飞行的目标。先进的中远距拦射导弹都具有多目标攻击能力。(3)毁伤威力大。由于拦射弹主要用于攻击轰炸机类较大目标，大多装用较重的高能炸药战斗部，有的拦射弹亦可装用核装药战斗部。(4)抗干扰能力强。由于拦射弹射程远，飞行时间长，在制导过程中，需要尽可能隐蔽地接近目标，并能对抗对方施放的人工干扰。在低空作战时，亦需对抗地杂波干扰。有些导弹在遇到机载干扰时，可自动地转换为跟踪干扰源。(5)一般均可全天候使用。(6)动力射程远。

现代拦射弹均采用单级或多级推力和总冲较大的固体火箭发动机。一些拦射弹可自动或人工调节制导律，按最小能耗弹道飞行，以减小制导过程中的飞行速度损失。拦射弹一般采用主动或半主动雷达制导，或无线电指令制导。一些射程较远的导弹则采用复合制导。拦射弹与载机火控系统配合密切，大多数拦射弹发射前，需由机载雷达发现和指示目标，并由载机火控系统向导弹装定初始数据，对某些复合制导的导弹，发射后，需由机载雷达继续跟踪照射目标，或测量目标飞行参数并定时向导弹输送攻击目标所需参数，将导弹准确地导向目标。　　(撰写：刘永恒　审订：王祖典)

lanzu sheshi

拦阻设施　safety barrier　用于防止飞机在降落或中断起飞时冲出跑道的拦阻装置的统称。通常使用的有：网式拦阻设备、索式拦阻设备和阻机砂堤等。拦阻设施由拦阻部分(拦阻网、拦阻索)、立网架机构(只用于网式)、制动器(主要有摩擦式、液压式和水涡轮式)及回收机构组成。网式拦阻设备的网体多用尼龙带编成，横向设置在跑道端部或端保险道上，通过吊网索，由设于道面两侧的立网架撑起。立网架设有电动或气动升降机构，可由飞行管制室遥控或现场操纵，也可由光电设备自动控制升网。在每个立网架旁，各设有1～2台制动器，制动器上装有缠绕制动索的卷筒，网体两端分别与制动索相连。飞机撞网后，网体将飞机兜住，飞机拖着网和制动索继续前冲，速度逐渐降低，直至停止(见图)。



拦阻网拦阻冲出跑道的飞机

索式拦阻设备供装有拦阻钩的飞机使用。通常是横跨跑道拉一条或几条钢索，索上穿有若干橡胶圆盘，使钢索高出道面15～20 cm。跑道两侧各设置1～2台制动器，与制动索相连。飞机需要拦阻时，由驾驶员控制放下拦阻钩，钩住拦阻索。其制动原理与网式拦阻设备相同。阻机砂堤是在离跑道端150 m以外的保险道上铺设几条或整片砂堤，以阻止冲出跑道的飞机前冲。

拦阻设施最先在航空母舰上使用，20世纪40年代，用于陆地机场。经不断使用、改进，性能与构造已日臻完善。现代拦阻设备可拦阻各类作战飞机，拦阻飞机的滑行速度可高达400 km/h，拦停距离可短至百余米。今后，机场拦阻设施的发展将以索式为主，以制动力强、机动、轻便、高效、经济和维护简便为改进目标，应用范围将扩大到民航以至航天飞机。

(撰写：刘瑞寅　修订：范黎明　审订：姬永兴)

lanzusuo

拦阻索　arresting cable　见拦阻装置。

lanzuwang

拦阻网　arresting net　见拦阻设施。

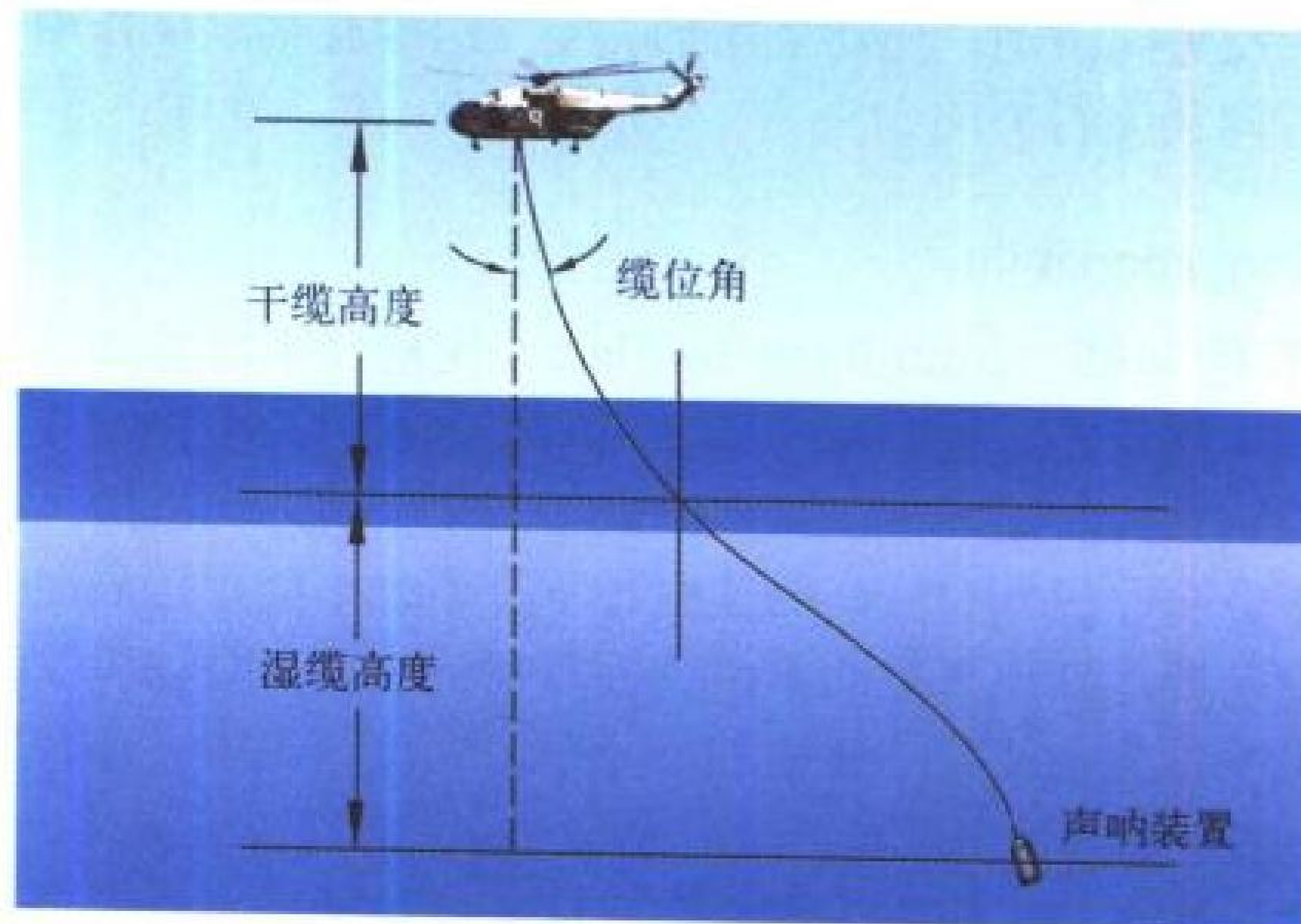
lanzu zhuangzhi

拦阻装置　arresting gear　吸收着舰飞机的动能，缩短其在航空母舰甲板上滑行距离的装置。它由横跨甲板跑道的钢索(称拦阻索)和与钢索两端相连的两个能量吸收器组成。钢索离甲板表面有一定高度，一般不多于6根。当着舰飞机放下尾部的着舰钩并钩住其中一根钢索时，飞机就被钢索拦阻，其前进的动能被钢索两端的两个能量吸收器吸收，速度顿减，最后停止滑跑。

(撰写：魏志祥　修订：张建华　审订：王立群)

langao lanwei wending

缆高/缆位稳定　rope high/rope location stability　通过直升机自动飞行控制系统将直升机吊放声呐的缆绳相对垂直线间的夹角(缆位角)和缆绳水面上部高度保持不变。缆高、缆位的稳定是反潜直升机搜潜系统的基本技术要求，为使声呐头在水中保持一定的深度和处于直立的位置，以达到最佳的战术效果，必须使吊放系统能抵御海浪和海流的影响，保持缆高、缆位的稳定。缆位的稳定是缆位角传感器给出的偏差信号，通过飞控系统的俯仰和横向通道的控制，使直升机相对于声呐头所在位置保持不变，从而达到缆位角稳定。缆高的稳定是通过安装在声呐头上的水深传感器给出信号，由总距通道控制直升机高度的升降实现的。



缆绳位置稳定和干缆高度保持

(撰写：王宗学　审订：王占林)

leibao

雷暴　thunderstorm　由积雨云产生的既闻雷声又见闪电，或仅闻雷声不见闪电的大气放电现象。雷暴还常伴有大雨、冰雹、强突风，再加上云中有急剧变化的升降气流，对飞行安全危害极大。航空部门规定：禁止在雷暴区的积雨云中飞行。中国大部分地区，雷暴一般出现在4～10月间。

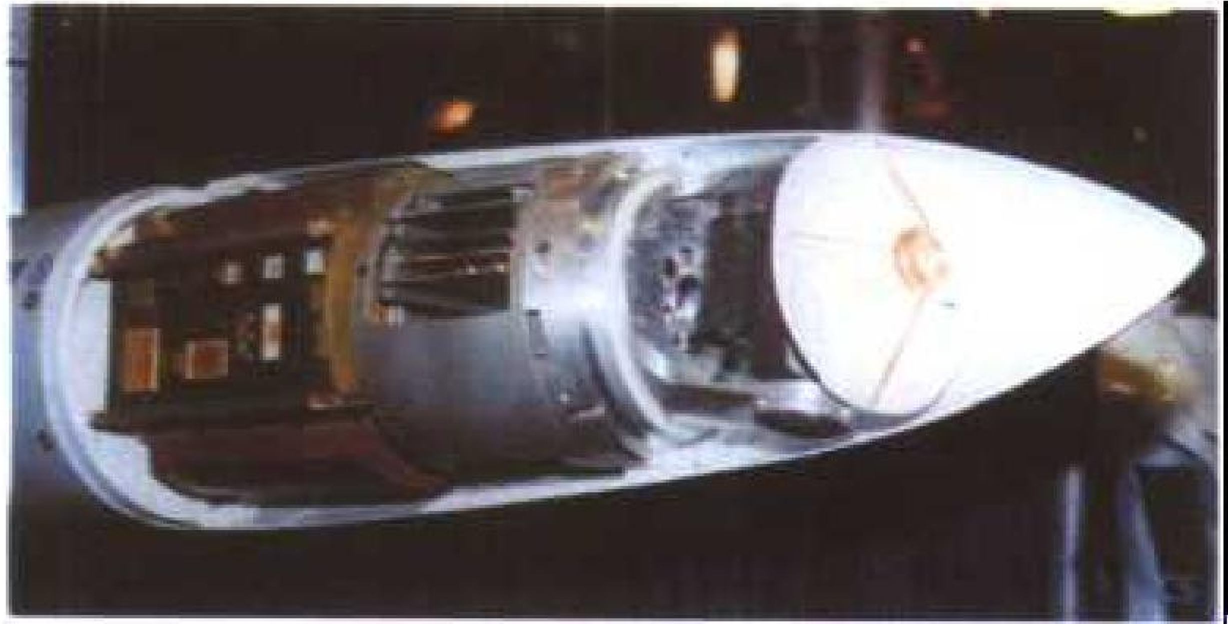
(撰写：王学永　修订：王吉昌　审订：薛顺来)

leida baozhang

雷达保障 radar support 利用雷达保证飞行安全的活动。雷达保障的任务是，及时、准确、连续地测定和通报空中航空器的位置；严密监视航空器按预定方案飞行，及时发现偏离预定航路、航线，改变飞行高度和超出预定飞行空域的情况；当获悉空中有迷航、遇险的航空器时，及时判明情况；当飞行区域天气不稳定时，及时组织雷达探测天气。对国境内的所有航空器都实施雷达保障。 （撰写：管 德）

leida daoyintou

雷达导引头 radar guidance head 用于目标探测、跟踪并向导弹控制系统提供目标位置及运动参数，导引导弹飞向目标的弹上雷达装置。根据获得目标信息的能源形式，雷达导引头可分半主动、主动和被动导引头三种。弹外装置照射目标而探测回波信号的称为半主动雷达导引头；由弹上装置照射目标而探测回波信号的称为主动雷达导引头；探测目标自身辐射信号的称为被动雷达导引头。按所用的雷达工作体制不同，可分为圆锥扫描雷达导引头、连续波雷达导引头、脉冲雷达导引头、脉冲多普勒雷达导引头等。按雷达角度跟踪回路不同又可分为圆锥扫描雷达导引头和单脉冲雷达导引头。



雷达导引头

雷达导引头的特点是：跟踪目标距离远，跟踪角速度大，导引精度高，抗干扰能力强，尤其是脉冲多普勒雷达导引头还具有低空和超低空使用功能。目前，雷达导引头正向着固态化、模块化、小型化、数字化及主动和复合导引的方向发展。雷达导引头工作的载波频率也愈来愈高，从 X 波段、Ku 波段进入更高的 Ka 波段。 （撰写：王培高 审订：郑志伟）

leida faxian gailü

雷达发现概率 radar detection probability 见电子卷。

leida fangcheng

雷达方程 radar range equation 见电子卷。

leida fenbianli

雷达分辨力 radar resolution 雷达能区分的两个目标的最小距离、角度和径向速度差值的能力。通常分别称为距离分辨力、角度分辨力和速度分辨力。距离分辨力：在距离上可分辨出两个目标的最小径向距离。它基本取决于发射脉冲宽度，如采用脉冲压缩波形，则为压缩后的脉冲宽度所决定。角度分辨力：在角度上可分辨出两个目标的最小角度差值。提高角分辨力的方法有增大天线口径，采用单脉冲技术、多普勒波束锐化技术、合成孔径技术等，对不同用途的雷达将采用不同的途径。速度分辨力：又称多普勒分辨力。指在径向速度上可分辨出两个目标同时存在的最小径向速度差，它取决于多普勒滤波器的通带宽度。

（撰写：许伟武 审订：包德聪）

leida gaojing

雷达告警 radar warning 见电子卷。

leida gonglü guanli

雷达功率管理 radar power management 为了在电子战环境下，提高雷达载机生存能力，更有效地利用雷达功率的一种手段。传统的雷达在一定的工作状态工作时，发射功率是固定的。该功率值一般是按对雷达的最大作用距离要求设计的。因此，当目标在最大距离时，接收机的信噪比处于门限值；随着目标的接近，信噪比将会不断增加，直到使接收机处于饱和状态。在现代电子战环境下，并不总是希望信噪比越大越好。最好的办法是控制雷达的发射功率，当探测和跟踪近距离目标时，减小发射功率，不出现过剩的发射功率，降低对敌方施放电子干扰的敏感度。 （撰写：许伟武 审订：包德聪）

leida guanzhi

雷达管制 radar control 依靠雷达获得的信息实行飞行管制。适当地配备雷达，使雷达的作用范围相互衔接，使管制区域全部由雷达覆盖时，才能实施雷达管制。实施雷达管制，需要有一次雷达和二次雷达的适当配合。（撰写：管 德）

leida hengxujinglü

雷达恒虚警率 radar constant false-alarm rate 见电子卷。

leida jiemianji

雷达截面积 radar cross section (RCS) 见电子卷。

leida mubiao moniqi

雷达目标模拟器 radar target simulator 模拟生成雷达目标回波的装置。用于雷达调试。目标信号的模拟可在射频、中频或视频进行。模拟的目标参数一般有：距离、距离变化率、方位角、俯仰角、方位和俯仰的角速度等。距离用延时的方法模拟；角度和角速度的模拟则可用辐射喇叭在一维或二维的框架轨道上运动的方法获得，也可用相控阵天线实现波束在空间运动。

（撰写：林宏基 修订：许伟武 审订：包德聪）

leida mubiao shibie

雷达目标识别 radar target identification 用雷达设备获取目标的特征信息，并利用已掌握的各种目标的先验知识判别未知目标的类别属性，从而识别目标。雷达目标识别一般包括两个主要过程：目标特征提取和属性判别。利用雷达目标回波中的幅度、相位、频谱和极化等信息，通过变换估计目标的大小、形状和表面层的物理参数获得目标特征信息，然后根据大量训练样本所确定的空间目标库，在分类器中进行目标识别判决。目标分类与目标识别的含义稍有不同。目标分类是将被测目标与已知目标的训练样本进行对比，回答同或异。而目标识别还要指出目标特征的具体数值，如几何形体、表面粗糙度等，因此识别比分类包含有更多的目标特征信息。雷达目标识别技术始于 20 世纪 50 年代末期，是现代雷达技术的一个十分重要的发展方向，已广泛应用于国民经济、空间技术和国防领域。（撰写：刘玉战 审订：钱允敏）

leida mubiao texing shifei

雷达目标特性试飞 radar target characteristics flight test

由专用测量雷达对飞行中的飞行器（飞机、导弹、火箭等）的雷达目标特性进行动态测试的飞行试验。一般分为单基地和多基地测量两种。常用雷达散射截面积、频率特性、相位特性、角噪声、极化特性等特征信息来表征。测量雷达一般应具有：多波段、多极化发射与接收能力的高稳定性发射机和高灵敏度、高稳定性、宽动态范围的接收机；有跟踪目标视在中心能力的独立的角跟踪系统；其数据采集与处理器应能同步采集与处理飞行器的飞行参数、姿态参数及雷达对飞行器的测试参数。目前，雷达目标特性试飞，除对新机进行鉴定测量外，也对飞机的隐身措施有效性进行验证。

（撰写：蔡元久　修订：章锦文　审订：张克荣）

leida shoufa zujian

雷达收/发组件　radar transmitter/receiver module　见电子卷。

leida xujing gailü

雷达虚警概率　radar false alarm probability　见电子卷。

leida zabo moniqi

雷达杂波模拟器　radar clutter simulator　模拟生成各种地形地物、海浪和气象的雷达回波的装置。除地形测绘雷达、气象航行雷达等将这些地面、气象的背景回波作为有用信号外，更多的雷达是要在各种背景回波中提取有用的目标回波信号，因此，将这些背景反射的回波统称为杂波。杂波模拟器可在射频、中频和视频工作，一般要求模拟杂波的幅度和功率谱密度。

（撰写：林宏基　修订：许伟武　审订：包德聪）

leidazhao

雷达罩　radome　又称雷达天线罩或天线罩。见天线罩。



雷达罩

leiji he jingdian fanghu

雷击和静电防护　protection from lightening and electrostatics　飞机对大气中出现的放电现象的防护。飞机在飞行时机身与气流摩擦而在机身上产生并积累的电荷，它们都是飞机外表的电磁干扰源。其后果是会干扰飞机设备的正常运行、使其性能下降、甚至任务中断，最严重时可达美军标 MIL-E-6051 所定义的 I 级危害程度，造成机毁人亡。雷击电流对飞机造成电磁干扰的机制有两种类型：其一是在机身感应出共振电流，频率在 1 MHz 左右；其二是雷击电流在机身产生电压降，其脉冲幅度可高达 20 万伏，电流上升速率达 1.0×10^{11} A/s。尽管机身电阻值很小，但由此而形成的电压降十分惊人，干扰后果严重。为防止静电的危害，在机身的一些适当部位上，设置有放电尖，使机身上积累的静电电荷放电。为防止雷击，应使机身金属构体之间保持很小的链接电阻值，美军标 MIL-B-5087 规定，应小于 100 mΩ。良好的金属体之间的链接电阻实际可低达 0.25 到 0.5 mΩ 左右。此外，为防止雷击干扰，机上各项电子设备应该有良好的屏蔽，并妥善接地（接机身）。各种屏蔽电缆屏蔽层有效面积应达 90% 以上。电子设备的电路设计应提高其抗电磁干扰的能力。

（撰写：陆润生　审订：龚世明）

leinuoshu

雷诺数　Reynolds number　衡量流体惯性力和粘性力相对大小的一个无量纲相似参数，通常用符号 Re 表示

$$Re=\rho V^2/(\mu V/l)=\rho Vl/\mu=Vl/\nu$$

式中 V 表示特征速度（如物体的运动速度或流过管道的截面平均速度等）；l 为特征长度（如物体的长度或截面的当量直径或管道的内部尺寸等）；ρ 为流体密度；μ 为流体的粘性系数；$\nu=(\mu/\rho)$ 为流体的运动粘性系数；ρV^2（单位体积流体动能的 2 倍）代表惯性力；$\mu V/l$（粘性系数和速度梯度的乘积）代表粘性力。

雷诺数越小意味着粘性力影响越显著；反之，雷诺数越大意味着惯性力影响越显著。在航空技术问题上，大都是雷诺数很大的情形，因为比较常见的流体像空气和水，其运动粘性系数 ν 都很小，而物体的尺度和速度都相当大，例如机翼弦长为 2 m 的飞机以 140 m/s 的速度近地面（$\nu=1.5\times10^{-5}\,m^2/s$）飞行时，其雷诺数约等于 2×10^7。这种情形的特点是，流体粘性对物体绕流的影响只在靠近物体表面的一个薄薄的流体层（边界层）里和在物体后面的尾流内才是重要的。雷诺数是为纪念英国物理学家雷诺（O. Reynolds）而命名的。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

leinuoshu xiaoying

雷诺数效应　Reynolds effect, scale effect　又称尺度效应。指风洞模型试验雷诺数小于实物的雷诺数导致的气动力的变化。根据定义 $Re=\rho Vl/\mu$（式中 ρ、V、l、μ 分别为气体的密度、速度、参考长度和气体粘性系数），风洞模型尺寸通常要比实物的小得多，故模型试验 Re 数亦远比实物的小。Re 数对物体边界层的增长、转捩、摩擦阻力、气流分离、最大升力系数、底部流动以及激波与边界层干扰等都有影响，故将风洞条件下的试验数据应用到实物工作条件时，必须作 Re 数修正。Re 数修正方法有试验、计算和经验方法三种。前者需在风洞中做变 Re 数试验，将试验数据外插到实物的高 Re 数状态；计算修正采用对比计算方法，算出模型和实物 Re 数不同所导致的气动力差别；经验修正是根据大量风洞的低 Re 数试验数据与实物相应的高 Re 数数据，找出规律并以此规律作 Re 数修正。例如，Re 数对摩擦阻力影响的修正采用试验和计算的方法均可得到较满意的结果。Re 数对最大升力系数的修正采用经验修正方法效果良好。但是，Re 数对气流分离、底部流动以及激波与边界层干扰等影响是非常复杂的，目前尚没有满意的修正方法。因此，国内外都在建造高 Re 数风洞，使模型试验 Re 数达到或接近实物的 Re 数，从而消除或大大减小 Re 数效应。当然，建造一座大尺寸高 Re 数风洞，技术难度很大，所需的投资也十分可观。

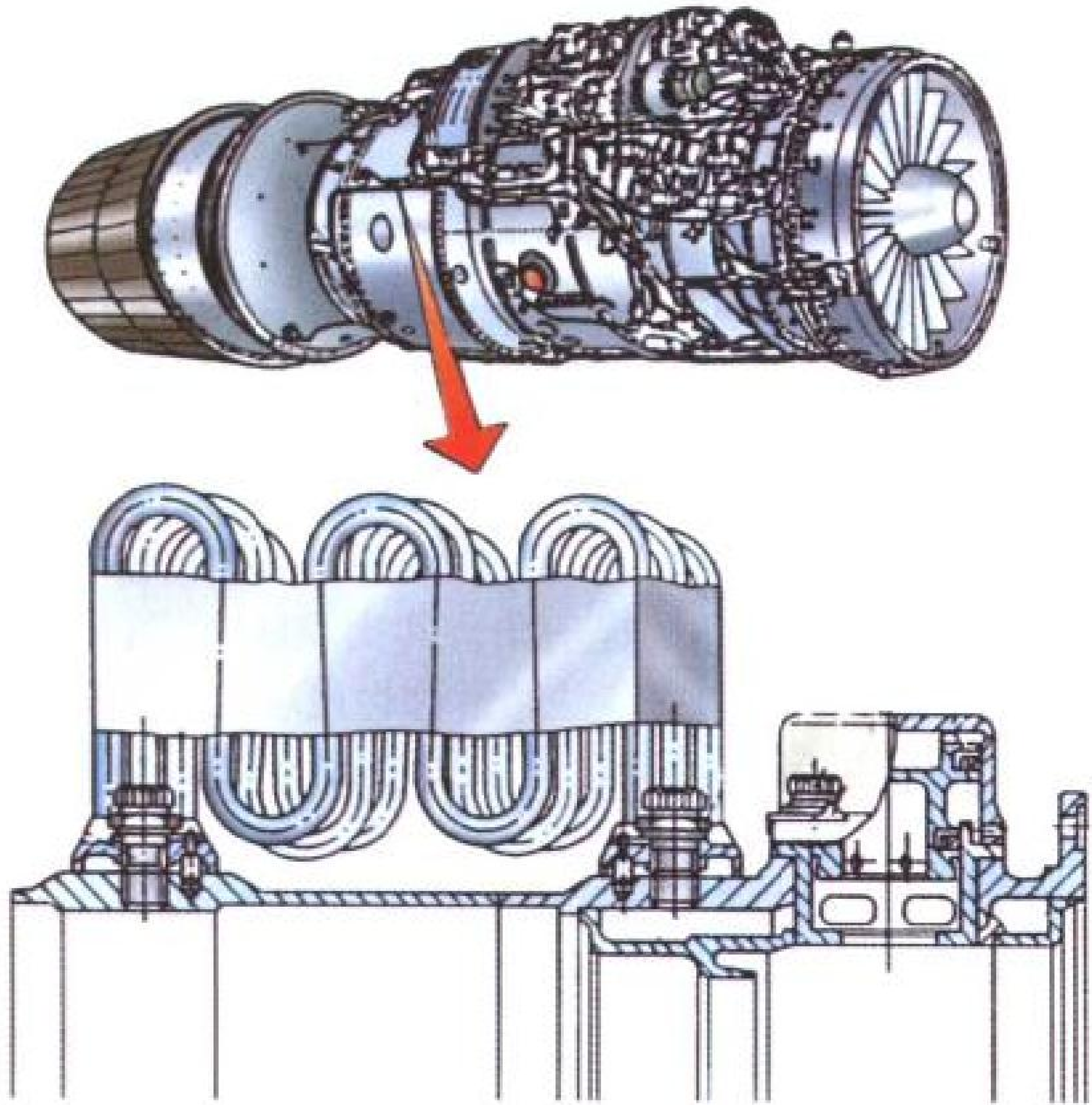
（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

lengqizhan

冷气站 compressed air station 机场内生产和供应压缩空气的机构。在实际工作中，将气压高于 1.96×10^5 Pa 的压缩空气俗称为冷气；航空上常用 9.8×10^6 Pa 以上的高压冷气。冷气站设有空压机间、充冷车库、值班室、器材间和四站修理间。通常配备有空气压缩机(简称空压机)、充冷车或制冷充冷车、冷气瓶、空气起动车等。一般，空压机间安装电动空压机和汽油空压机各1台，能存放冷气瓶20～30个。制冷充冷车用车上电动机或汽车发动机作动力，空气起动车用空压机制冷气，制出的冷气存储于冷气瓶以备用。充冷车装有冷气瓶、仪表操作板和油水分离器等，通过操纵板开关，靠压差以对流的方式向飞机充冷气。(撰写：王立群 审订：姬永兴)

lengque kongqi yuleng

冷却空气预冷 cooling air precooling 为提高涡轮冷却效果，在冷却空气进入涡轮之前，对其采取冷却降温的措施。冷却空气有两种预冷方法。一种是引导冷却空气通过专门设置在发动机外涵通道内的换热器，靠温度较低的外涵气流来降低引自高压压气机的冷却空气的温度，然后再通入涡轮冷却系统(见图)。另一种是引导冷却空气通过专门设置的空气



安装在外涵道内的涡轮冷却空气散热器

—燃油换热器，将冷却空气的热量传给燃油而达到冷却空气降温的目的。虽然采取冷却空气预冷措施可以减少所需的冷却空气量，对发动机性能有利，但带来了机械的复杂性、可靠性和重量等问题，以及对发动机有关部件性能影响的问题，所以在实用中，还应该作权衡分析比较，以决定取舍。(撰写：杨燕生 审订：陈 光)

lengque xitong

冷却系统 cooling system 又称制冷系统。给座舱和电子设备舱提供冷空气的系统。飞机空气调节系统的主要分系统。按工作介质分为空气循环冷却系统、蒸气循环冷却系统和蒸气/空气组合式循环冷却系统；按循环形式分开式系统和闭式系统。参见飞机环境控制系统。

(撰写：左 晔 邓铠清 审订：袁修干)

lengyuan

冷源 heat sink 又称热沉。在冷却系统中指换热器的冷却介质。飞机上的常用冷源有：(1)冲压空气：是环境控制系统中最常用的冷源，可用来散走座舱增压气源的压缩热、空气循环冷却系统涡轮压气机的压缩热、蒸汽循环冷却系统的冷凝热等热量。(2)燃油：用燃油作冷源时，其飞机性能代偿损失要比用冲压空气时小得多，所以它是一种理想的冷源，但使用中的温度不能超过燃油的允许值，同时还要考虑对发动机工作的影响和燃油换热器的气密性等问题。(3)消耗性冷却介质：有水、水/酒精混合液、液氮等消耗性冷却介质，一般只适用于短时间高速飞行时使用。(4)座舱排气：座舱排气温度也远低于冲压空气温度，而且还没有冲压阻力，系统的飞机性能代偿损失小。它适于在回冷式空气循环冷却系统中使用。 (撰写：袁修干 审订：杨燕生)

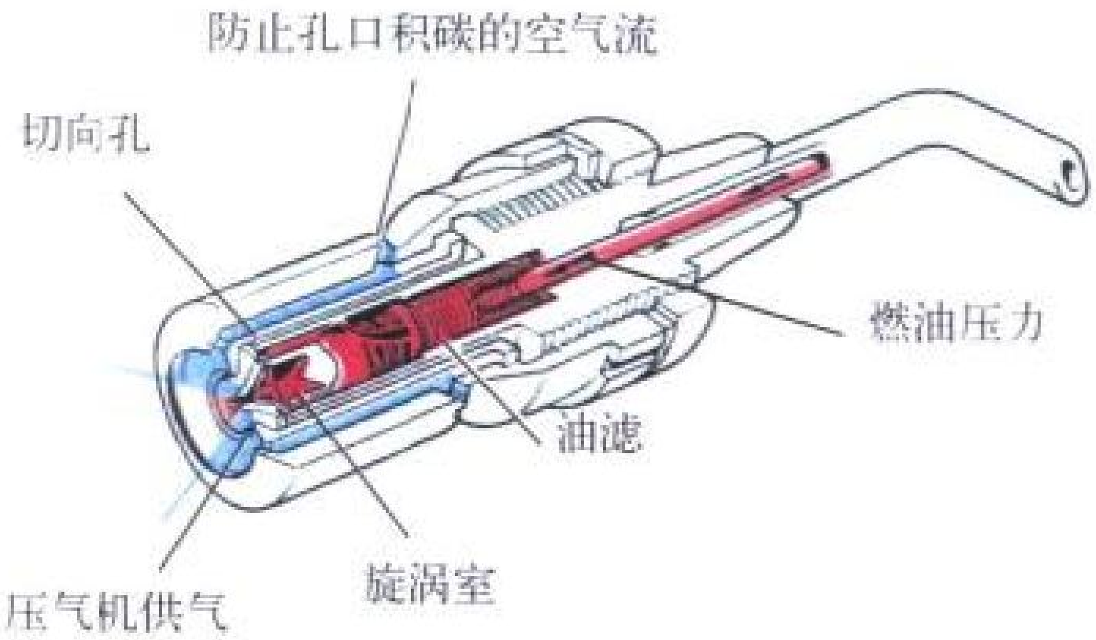
lisanshi hangkong dianzi xitong

离散式航空电子系统 discrete avionics system 又称分立式航空电子系统。各航空电子分系统/设备(如雷达、惯导等)的控制、处理、显示均自成独立系统。系统用堆砌的组合方式构成。缺点是：各系统单元不能共享信息，体积重量大，座舱拥挤，驾驶员负担重，电磁干扰严重，可靠性差。

(撰写：陈若玉 审订：龚 诚)

lixin penzui

离心喷嘴 swirl atomizer, centrifugal atomizer 燃油在油压作用下具有切向分速度离开喷孔进入燃烧室的喷嘴。燃油从偏心切向进入喷嘴内的涡流室，在室内形成螺旋线从喷孔喷出，形成锥形薄膜，此膜在气动力的作用下，形成较细的油珠。

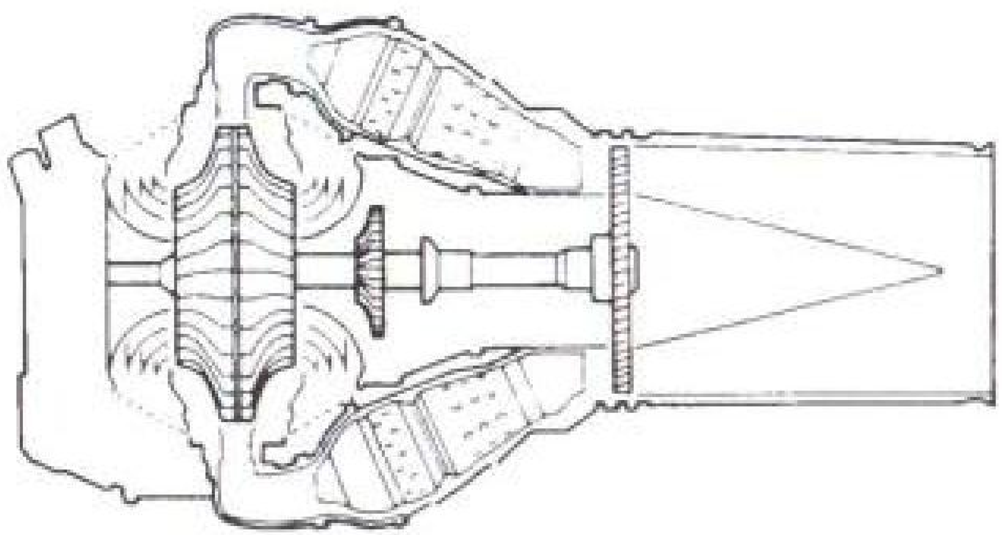


离心喷嘴结构示意图(罗·罗公司提供)

(撰写：张斌全 修订：吴文东 审订：王洪铭)

lixinshi penqi fadongji

离心式喷气发动机 centrifugal jet engine 采用离心式压气机的涡轮喷气发动机。离心式压气机结构简单，制造方便，坚固耐用。早期的涡轮喷气发动机多为离心式。但离心式压气机的效率、增压比和流通能力不如轴流式压气机，推力受到限制，因此后来的大中型发动机很少采用离心式，只



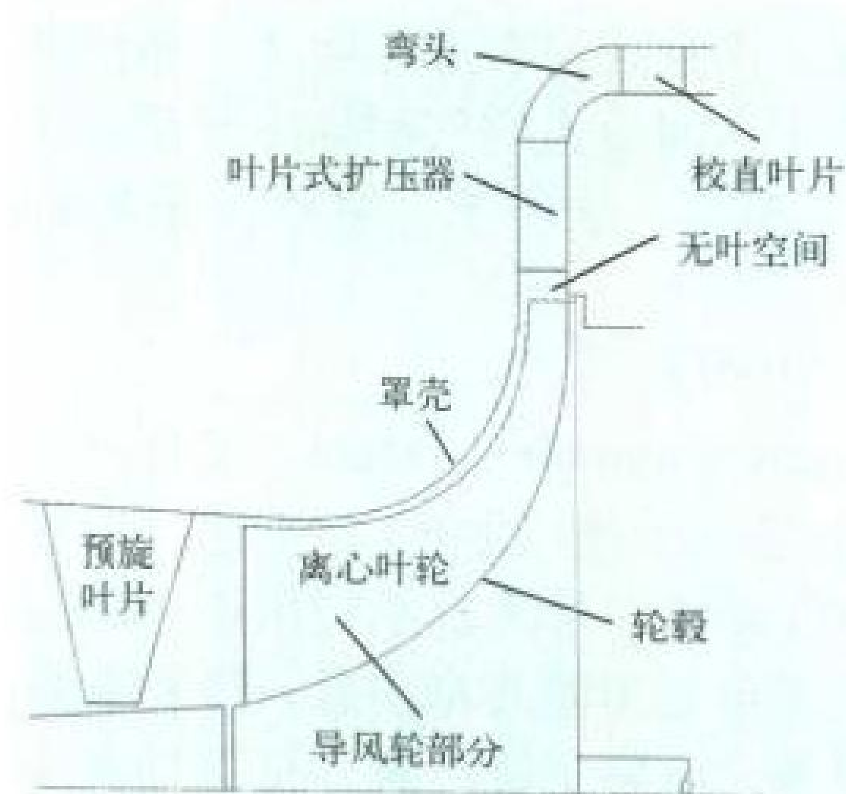
离心式喷气发动机示意图

有中小型发动机采用离心式或轴流加离心的组合压气机。

（撰写：方昌德　审订：陈　光）

lixin yaqiji

离心压气机　centrifugal compressor　受通道内、外壁面约束，气流由进口处与旋转轴线平行转到出口处与该轴线垂直，在子午面上基本为径向向外流动的压气机。离心压气机的典型级由一个转动的离心叶轮和静止的扩压器组成（见图）。外力在使气流随叶轮回转增加动能的同时还使它在向心力场中由较小半径流向较大的半径，从而增加位能。因此，离心压气机的级增压比一般高于轴流压气机。此外，与轴流压气机相比，离心压气机的零件数目少，结构简单、坚固，特性线较平坦，从而工作稳定性较好。但离心压气机单位迎风面积大，流量和级效率低于轴流式压气机。离心压气机采取一些新措施后，例如采用后弯式叶片取代全径向叶片的叶轮来抑制通道内的二次流动等，也获得了较好的效率。加之在小流量条件下，轴流压气机的性能并不明显优于离心压气机，而在用于直升机等的小发动机上离心压气机的缺点并不重要，这些因素决定了离心压气机在小发动机上的广泛采用。目前，使用中的单级离心压气机增压比已达 6，研究中的增压比达 10 ~ 15。20 世纪 90 年代，先进的涡轮轴发动机有的还采用双级离心压气机结构。



离心压气机流道示意图

（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

lixin yaqiji yelun

离心压气机叶轮　centrifugal impeller　由涡轮驱动对气流作功的离心压气机转子构件（见图）。叶轮按构造可分为开式、闭式及半开式。在航空发动机上应用的叶轮属于半开式。由轴向转折至径向的相对气流通道由叶轮上的轮毂、叶片和静止的罩壳形成。其中通道进口处改变相对气流切向分量的那部分称为导风轮。导风轮可以是分开的，也可以是整体叶轮的一部分。在通道的径向部分常于两个相邻的全叶片之间设置局部长度的叶片，称为分流叶片。这相当于在不造成导风轮流通面积堵塞的情况下增加叶片数，因此可以减轻叶片的气动负荷。叶轮按导风轮以后叶片的形状可分为径向式、前弯式和后弯式三种。前弯式叶片对空气加功量最大。后弯式叶片气动负荷较轻，可获得较低的失速流量和较高的效率。径向式直叶片的强度最好又便于加工，性能介于两种弯曲的叶片之间。早期的航空发动机上大多采用径向直叶片的叶轮，而现代航空燃气涡轮发动机上为追求良好的使用性能则几乎全部采用后弯式叶片的叶轮。



离心压气机叶轮图
（罗·罗公司提供）

（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

lizhou fashe gongji

离轴发射攻击　off-boresight launch attack　在空空导弹导引头位标器偏离弹轴的情况下发射导弹。这时导弹初始速度矢量的指向与载机—目标连线不重合，而是指向目标前进方向的前方或后方，与目标连线构成一个角度。它可扩大攻击范围，增加发射时机，但要求空空导弹具有离轴跟踪能力并与相应的机载火力控制系统配合。离轴发射包括前置发射和后置发射。

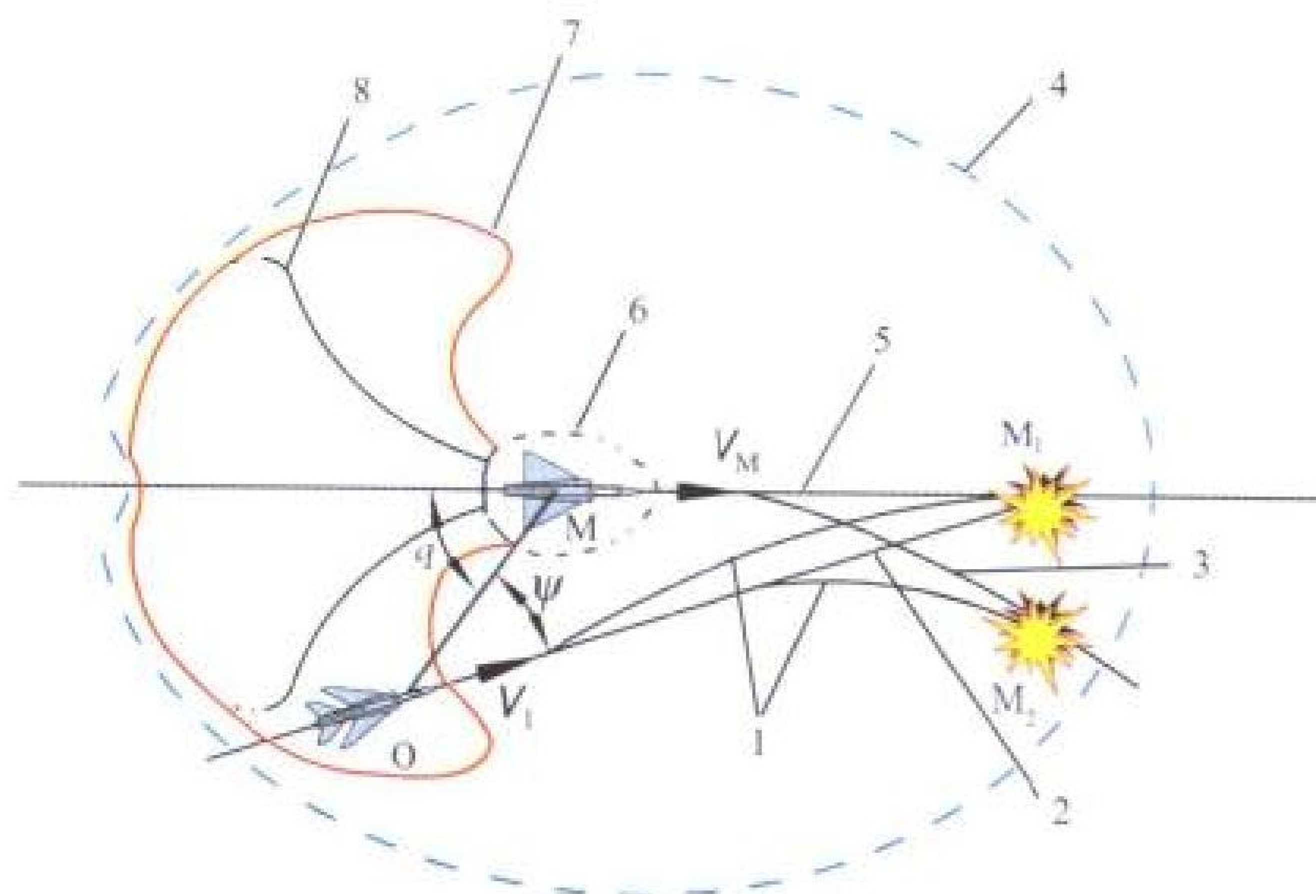


图 1　目标匀速直飞提前碰撞法示意图

O — 载机；M — 目标；V_1 — 载机速度；V_M — 目标速度；ψ — 提前角；q — 目标进入角；M_1 — 瞬时碰撞命中点；M_2 — 目标机动后命中点；1 — 导弹弹道；2— 碰撞路线；3 — 目标机动航迹；4 — 全向拦射攻击区；5 — 目标直飞航迹；6 — 最小退出攻击距离；7 — 提前发射攻击区；8 — 尾追攻击区

前置发射：在空空导弹初始速度矢量指向目标飞行前方而导引头位标器指向目标的情况下发射导弹。初始速度矢量 V_1 与导引头轴线间的夹角为提前角。其实施法有二：

(1) 目标匀速直飞提前碰撞法。常称拦截攻击（见图 1）。此法适于拦截机动较小的目标。若目标机动较大，可用格斗型空空导弹。

(2) 预定目标机动提前法（见图 2）。此法比较准确且能充分发挥导弹性能，适用于格斗型空空导弹。但要求使机载火力控制系统测算的动态参变量较多，精度要求较高，实施也较困难。

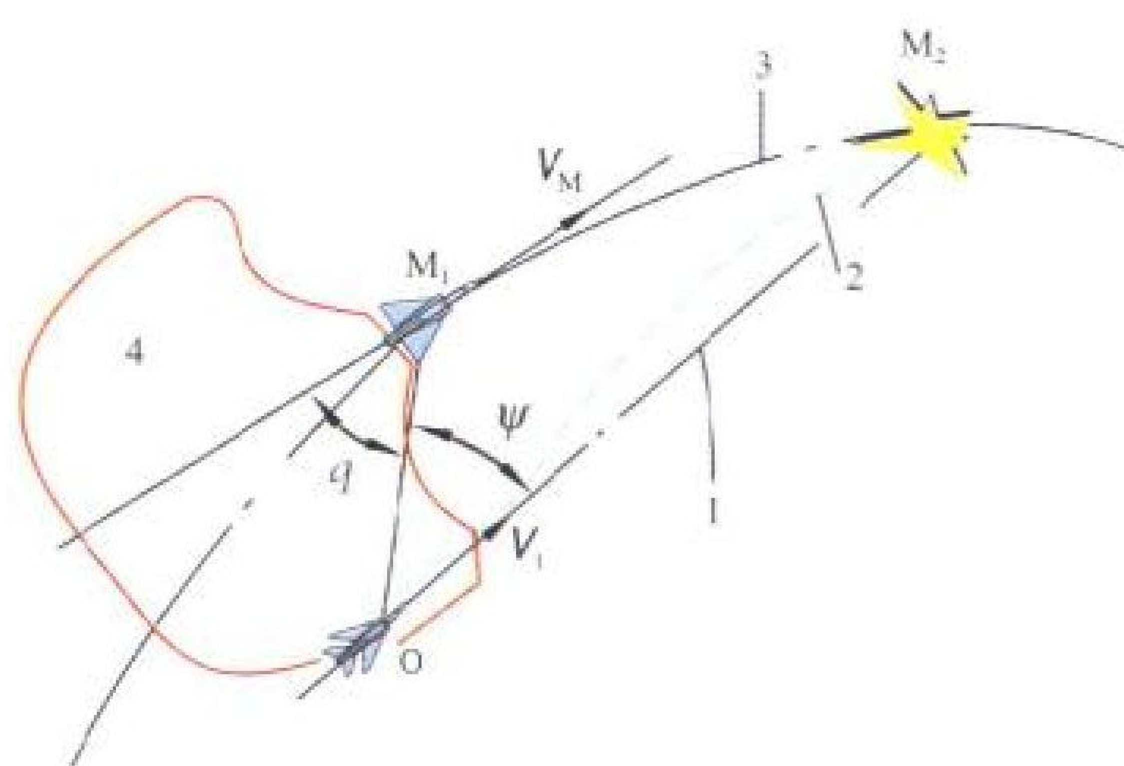


图 2　预定目标机动提前法示意图

O — 载机；M — 目标；M_2 — 预定目标瞬时机动命中点；V_1 — 载机速度；V_M — 目标速度；ψ — 提前角；q — 目标进入角；1 — 预定目标瞬时机动提前线；2 — 导弹弹道；3 — 目标航迹；4 — 攻击区

后置发射：又称滞后发射。在空空导弹初始速度矢量 V_1 指向前进目标后方，而导引头位标器指向目标的情况下发射导弹（见图 3）。当目标作大的机动转弯时，尾追发射已变得很困难，用此法就可大大增加战机，弥补载机机动性不足。

但此法要求导弹的机动性要好，并具有离轴跟踪能力，适用于格斗型空空导弹。

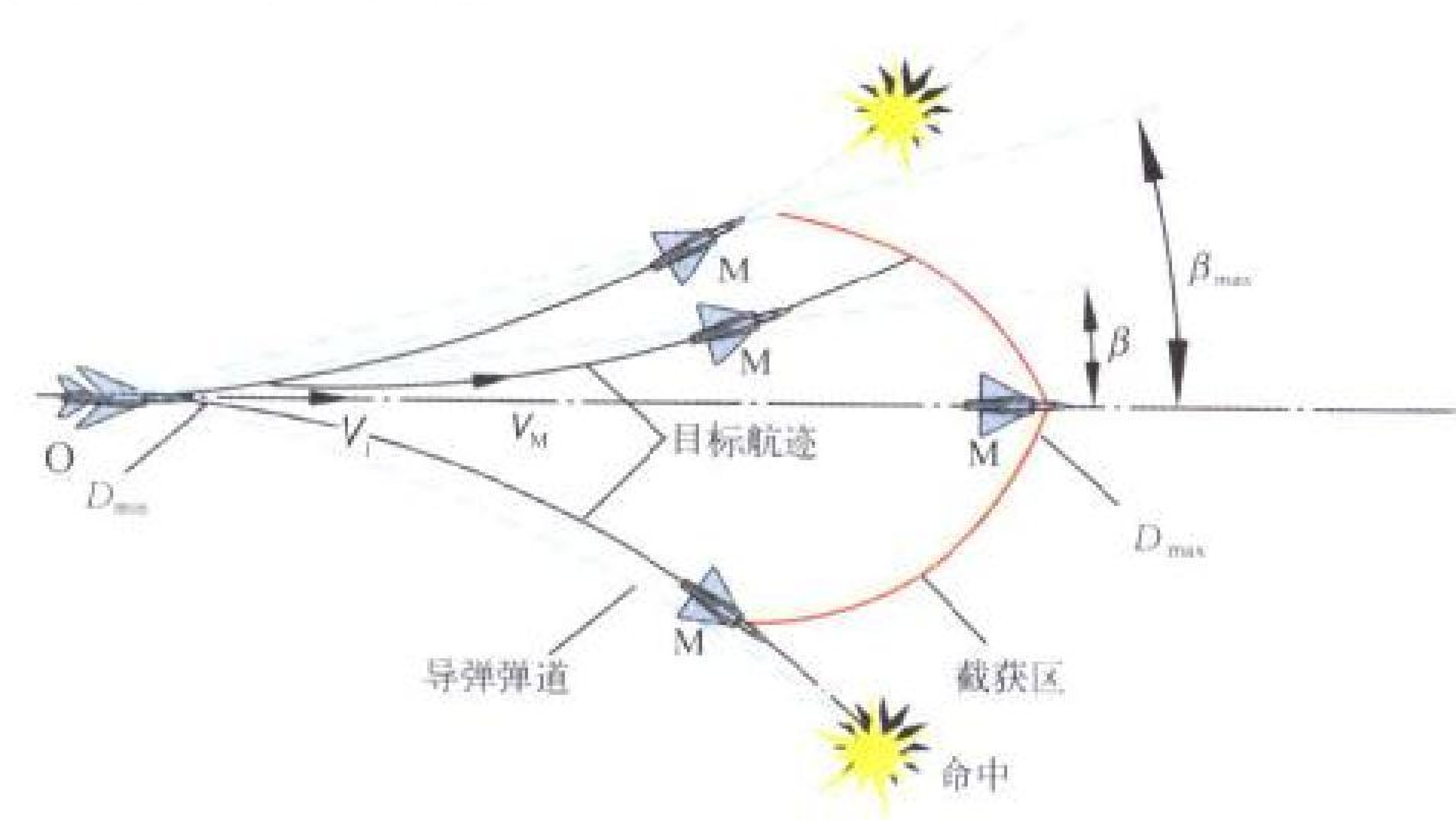


图3 后置发射截获区

O—载机；M—目标；V_1—载机速度；V_M—目标速度；β—后置角；β_{max}—最大后置角；D_{max}—最大允许发射距离；D_{min}—最小允许发射距离

（撰写：朱培申　审订：王祖典）

lilun kongqi donglixue

理论空气动力学　theoretical aerodynamics　以理论手段研究空气动力学问题的学科，是空气动力学的一门分支学科。它的研究对象很广，研究的速度范围很宽，是空气动力学的一个坚实支柱，对空气动力学的发展起重要作用。它帮助人们透过流动现象看到物理本质；通常从流动的基本方程出发，经过必要的简化假设，利用数学工具取得解析或数字的结果。空气动力学中的许多定理、定律大都是理论空气动力学的成果。参见空气动力学。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

lixiang liuti

理想流体　ideal fluid　无粘性的流体。真实的流体都具有粘性，但是，在很多情况下，流体的粘性对流动的影响很小，可以忽略不计。由此，在理论分析和计算时引入理想流体模型。以空气或水绕物体的流动为例，除了在具有很大速度梯度或温度梯度的区域如邻近物体的边界层、激波层以及尾流区以外，假定流体不具有粘性是很接近真实情况的。在处理这类流动问题时，可以先以理想流体求解，得到近似结果，然后再考虑粘性修正。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

libi zidong tiaojieqi

力臂自动调节器　automatic gear ratio change mechanism

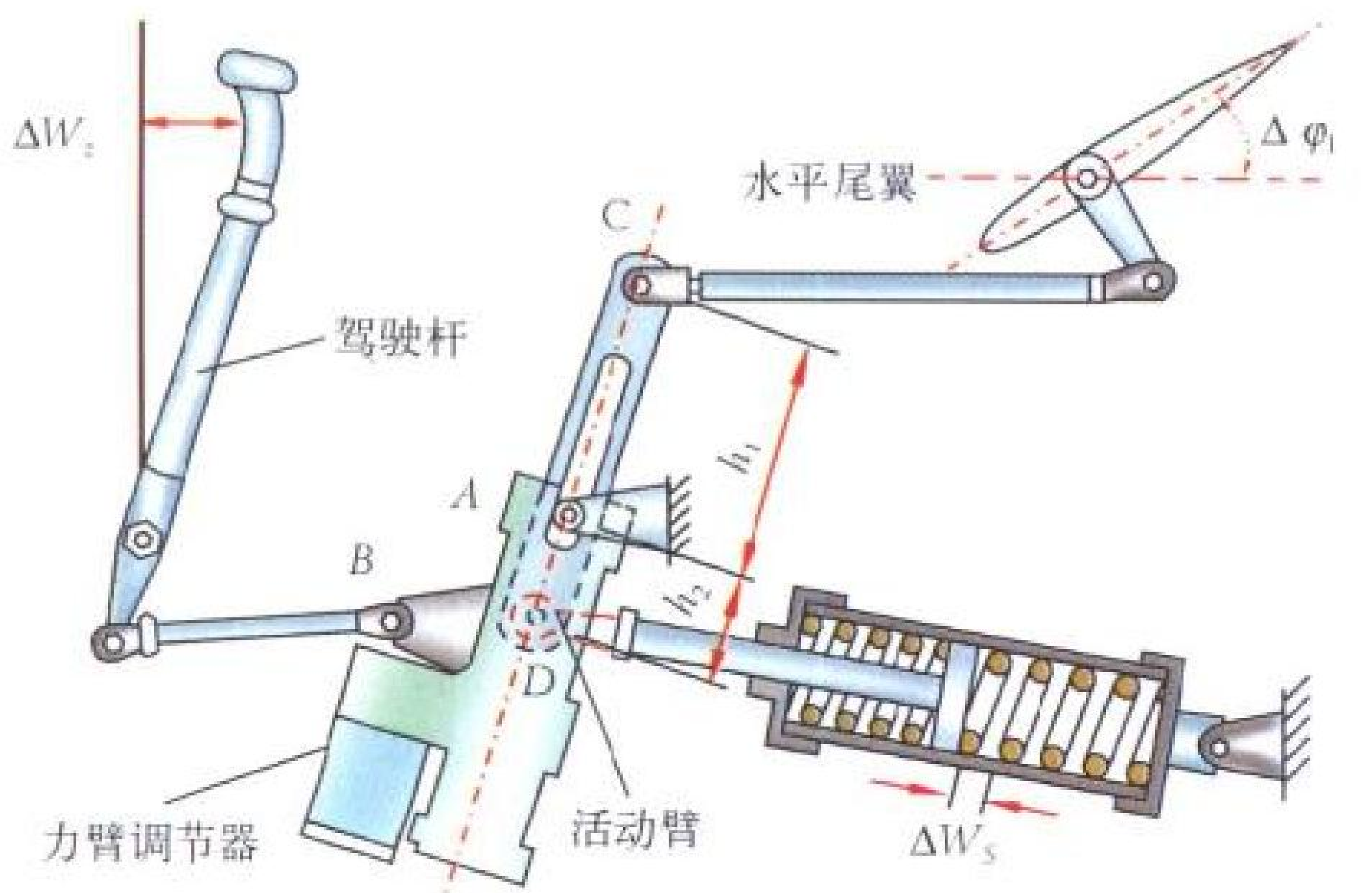


图1 力臂自动调节器的工作原理（大力臂位置）

简称力臂调节器，又称变臂机构。实际上是一个摇臂，其从动臂半径 AC 和 AD 能按预定的规律进行大幅度变化。如图所示，活动臂 CD 移动位置是由电动机构操纵的，当活动臂伸出到最大位置时，称为大力臂状态，此时臂值 AC 最长；当活动臂缩进到最小位置时，称为小力臂状态，此时臂值 AC' 最小。活动臂在位置变化过程中，力臂调节器通过向全动平尾和通向载荷感觉器的传动比发生变化，从而改变操纵系统的杆力位移梯度 $F_z^{W_z}$ 和传动系数 K_z 的数值，起放大 $F_z^{n_y}/W_z^{n_y}$ 的作用。为防止全动平尾在低空大表速飞行过于灵敏，在此条件下，力臂调节器处于小臂状态，同样杆位移大小时，平尾偏度减小，杆力增大。在小

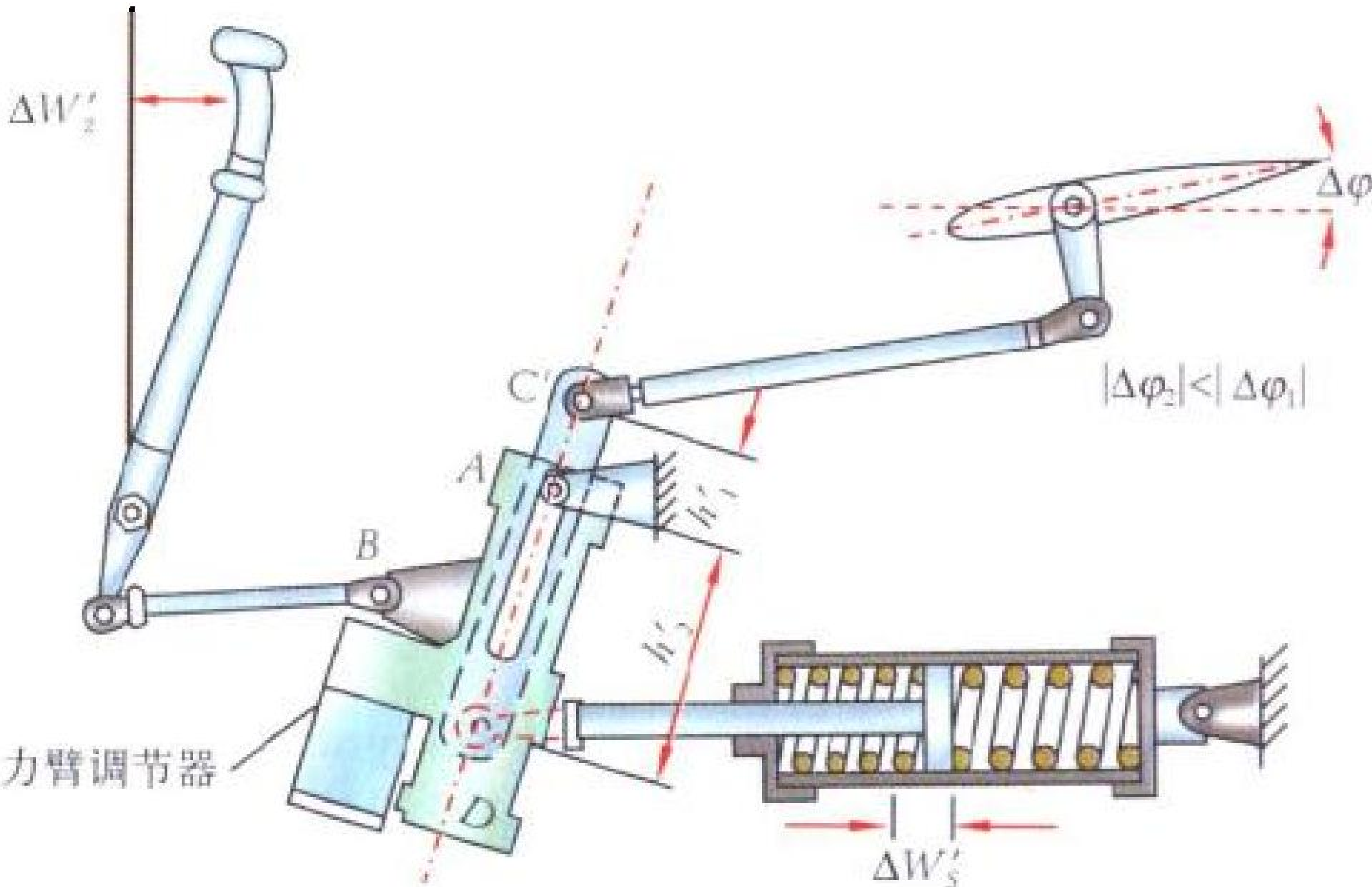


图2 力臂自动调节器的工作原理（小力臂位置）

表速和高空时则变为大臂状态，同样杆位移大小时，平尾偏度增大，杆力减小。以此来改善超声速飞机的飞行品质。（撰写：徐鑫福　修订：于黎明　审订：王占林）

lifa

力法　force method　结构力学中将结构元件的内力作为基本未知量的一种主要分析方法。对静定结构，只要解平衡方程就能求出未知内力，进而能决定元件的应力和结构的位移。对于静不定结构必须补充变形协调关系才能求出未知内力。与力法相对应的能量原理是最小余能原理。为了便于应用计算机，发展了矩阵力法。

（撰写：叶天麒　审订：何君毅）

lipu xiaoshi

力谱小时　spectrum hours　飞机结构按设计载荷谱的使用时数，即基准使用时数。同实际使用时数一样，可作为飞机结构使用时间的单位，但使用部门少用，因不便于管理。实际使用时数与基准使用时数，可按实际载荷谱与设计载荷谱严酷程度之比进行折合。飞机维修大纲中结构检查间隔期所用的使用时数，实际上是基准使用时数。严格地说，每架飞机的结构检查，应将实际使用时数折合成基准使用时数后，再按规定的间隔期进行维修。

（撰写：王立群　审订：甘晓华）

lizi zidao tanshe zuoyi

立姿自导弹射座椅　vertical seeking seat (VSS)　又称垂直定位弹射座椅。人椅系统应急离机后依靠自动控制技术实现头部向上姿态的弹射座椅。采用立姿制导系统控制人椅系统姿态和飞行轨迹是提高弹射救生系统低空（特别是不利飞行姿态）弹射救生能力的有效方法。美国海军航空系统司令部

于 1969 年起组织研制最高性能弹射系统(MPES)。MPES 的立姿制导系统由微波辐射控制子系统和火箭推力控制子系统组成，前者由立姿传感器、数字式自动驾驶仪(三维速率陀螺和微处理机)组成；后者由液压作动器、伺服阀和两台球形火箭发动机组成。

（撰写：李锐　高闻天　审订：袁修干）

lizi tuxiang cesufa

粒子图像测速法　particle image velocimetry (PIV)　一种以片光为光源，用照相记录不同瞬时示踪粒子的位置从而测量流体速度的方法。它是 20 世纪 80 年代发展起来的一种新的流体测速技术。粒子投放是其技术关键之一。另一项技术关键是底片上流速信息的提取。一般用数字化图像设备，把粒子图像输入计算机，进行反差增强、去噪、边界提取等处理，最后提取速度信息。PIV 技术具有分辨率高和可测瞬态速度矢量场等优点。目前在 100 mm × 100 mm 面积内，测速点数可达 10^4 个量级，可以绘出流线和等涡线的细密分布图，已成功地用于一些复杂的二维与三维流动显示与测量中。（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

lianxu gongyang xitong

连续供氧系统　continuous flow oxygen system　通过多种机构按一定要求将氧气连续地供给机上乘员使用的系统。用氧时，氧气由氧气瓶经氧气减压器、电动开关、连续式氧气调节器、限流接嘴至供氧面罩，供给用氧者。连续式氧气调节器输出压力随高度升高自动增大，使经限流接嘴输出的氧气量随高度升高而增加，一般使用非气密供氧面罩，使用高度不大于 10～12 km，分固定式和便携式两类。固定式连续供氧系统用于旅客、伞兵或伤病员集体供氧；便携式连续供氧系统用于机上走动乘员应急供氧或医疗供氧。

（撰写：陈年均　审订：袁修干）

lianxu jisuan mingzhongdian

连续计算命中点　continuously computed impact point (CCIP)　综合火力控制系统在空对地工作状态时的一种目视人工攻击方式。对应于飞机在瞄准过程中的每一个空中位置，连续地计算出所投放的每一颗炸弹或发射的每一发火箭或炮弹在地面上的命中点位置，并在平视显示器上用一个瞄准光环将其显示出来。其形状为带中心光点的圆形或菱形；其位置与攻击飞机的飞行条件、投弹方式、武器类型以及距目标的相对位置有关，由任务计算机根据 CCIP 瞄准显示公式确定。为便于飞行员操纵飞机瞄准攻击目标，除显示这一连续计算的

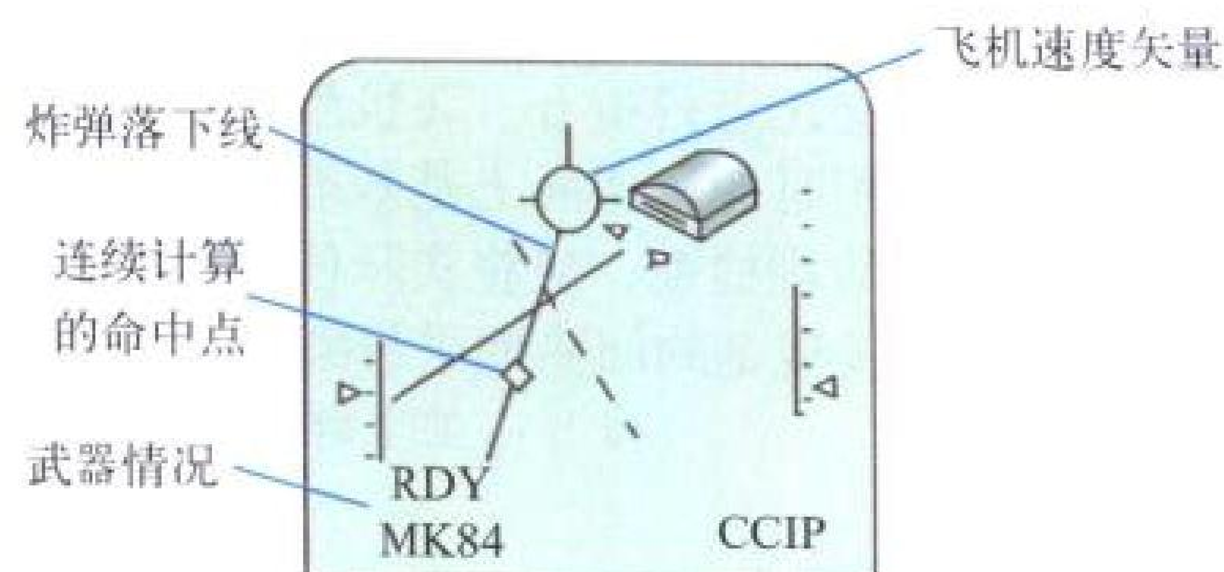


图 1　CCIP 投放炸弹攻击显示

武器命中点外，还显示一个代表飞机航迹的标志(亦称速度矢量符号)和代表机炮的十字线。如果投放炸弹，则显示一条连接命中点与飞机标志的线，称为炸弹落下线，代表连续投下的相同炸弹在地面上的爆炸线(见图 1)。如果发射火箭弹和炮弹，则显示一条从命中点出发但不与飞机标志相连的直线，称为方位操纵线，代表射弹的轨迹；也有不显示方位操纵线而用机炮十字线作定向瞄准的；在瞄准光环周边或尖顶处显示一条短线，代表目标进入武器有效射程之内；此外还显示拉起预警标志等(见图 2)。

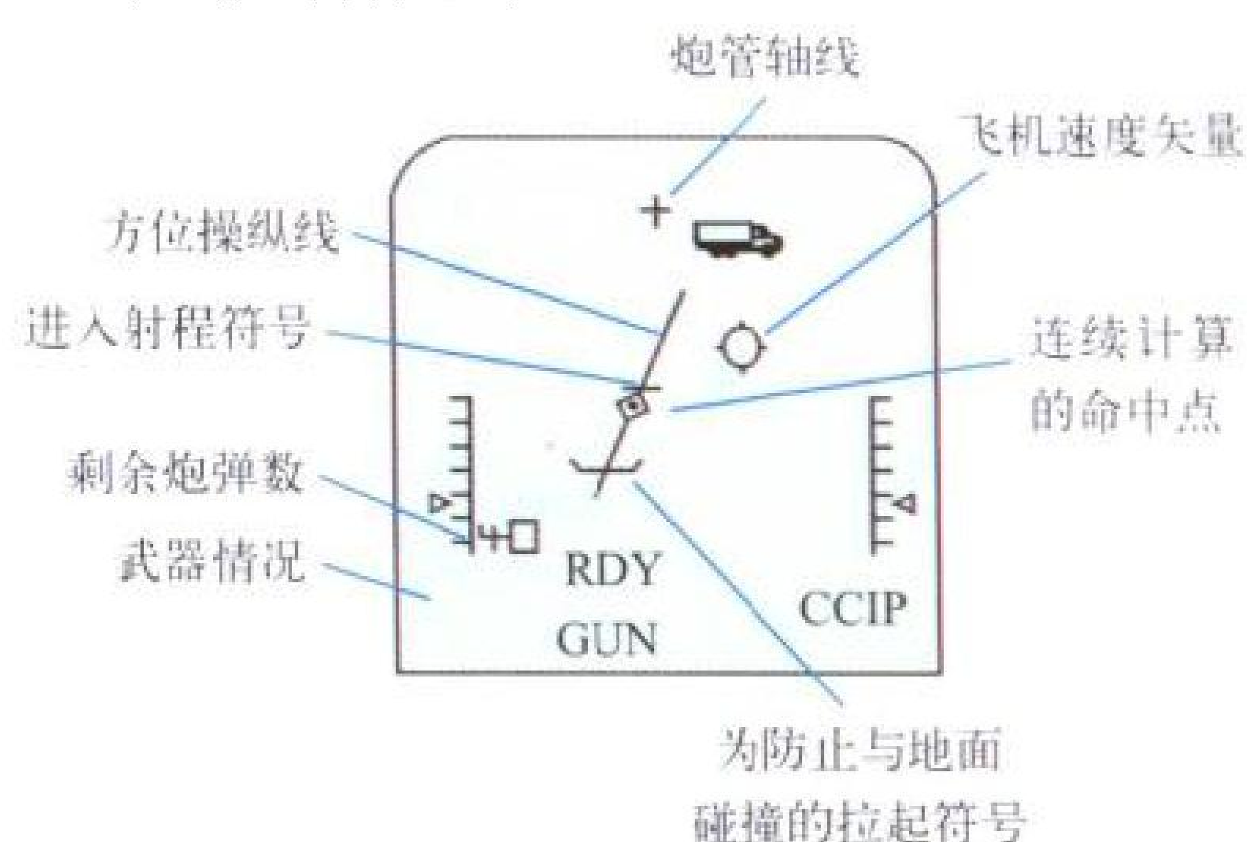
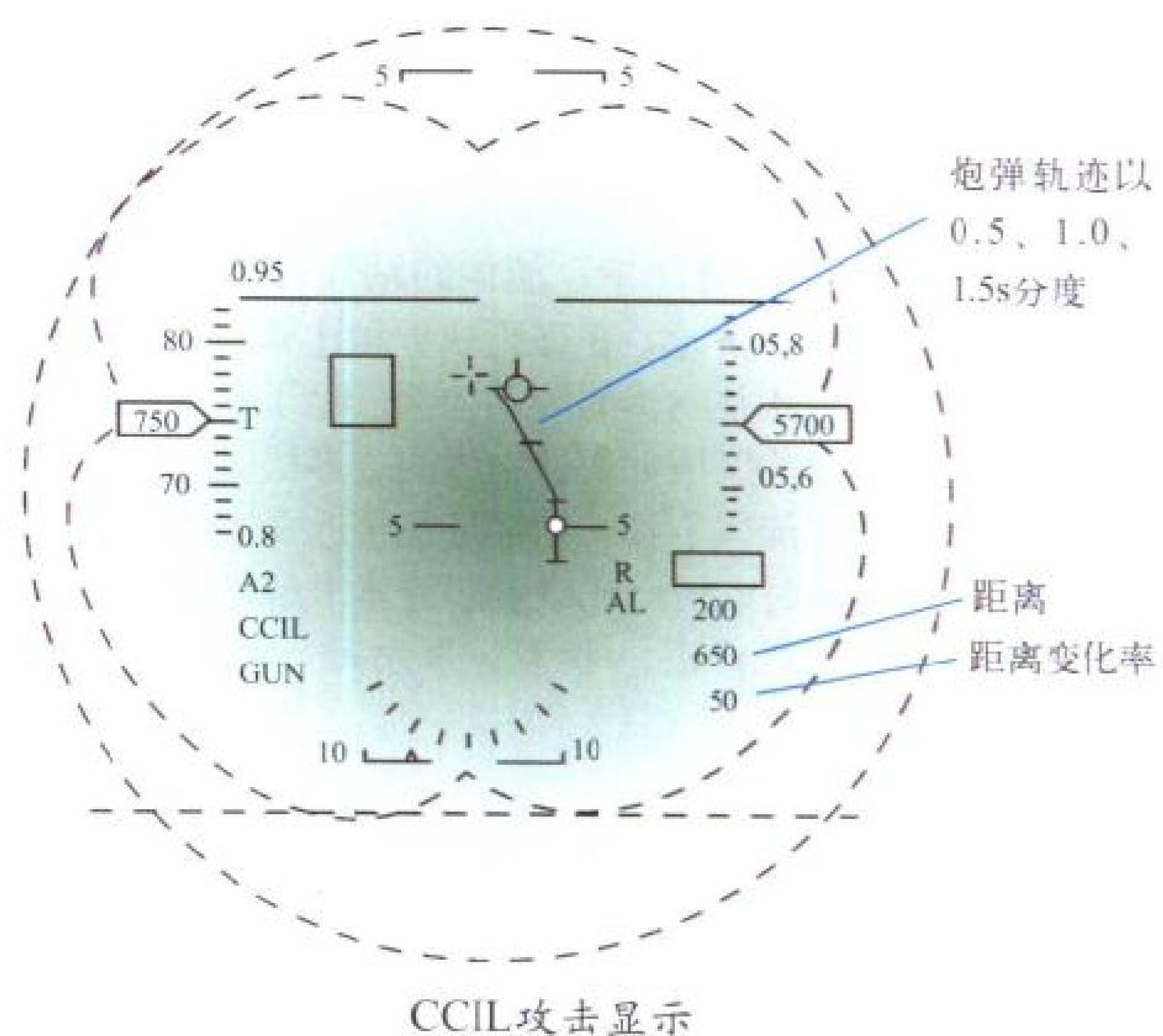


图 2　CCIP 发射炮弹攻击显示

（撰写：朱培申　王祖典　审订：孙隆和）

lianxu jisuan mingzhongxian

连续计算命中线　continuously computed impact line (CCIL)　综合火力控制系统或航空电子系统在空对空工作状态时的一种机炮攻击方式。CCIL 是在平视显示器上显示发射的炮弹在空中各点的连线，亦称示迹线、热线。该线起点为最小发射距离，终点为最大发射距离。线上有一个与目标实时距离相对应的弹着点，叫做特征点，可通过线上各发炮弹的位置插值计算求得。以特征点为中心，构成一个雷达测距时的固



CCIL攻击显示

定环或光学测距时的测距环。这种攻击方式使飞行员能抓住瞬间机会开炮射击，适合于高速机动近距格斗空战。CCIL 攻击方式在平视显示器上的显示见图。CCIL 攻击方式要求火控系统测量本机参数、进行弹道计算并显示，要求驾驶员目测空中目标参数以估计提前开火时间，使其等于机炮射出的一发炮弹到达特征点的时间，并操纵飞机使该目标与特征点重合时开炮，才能命中目标。

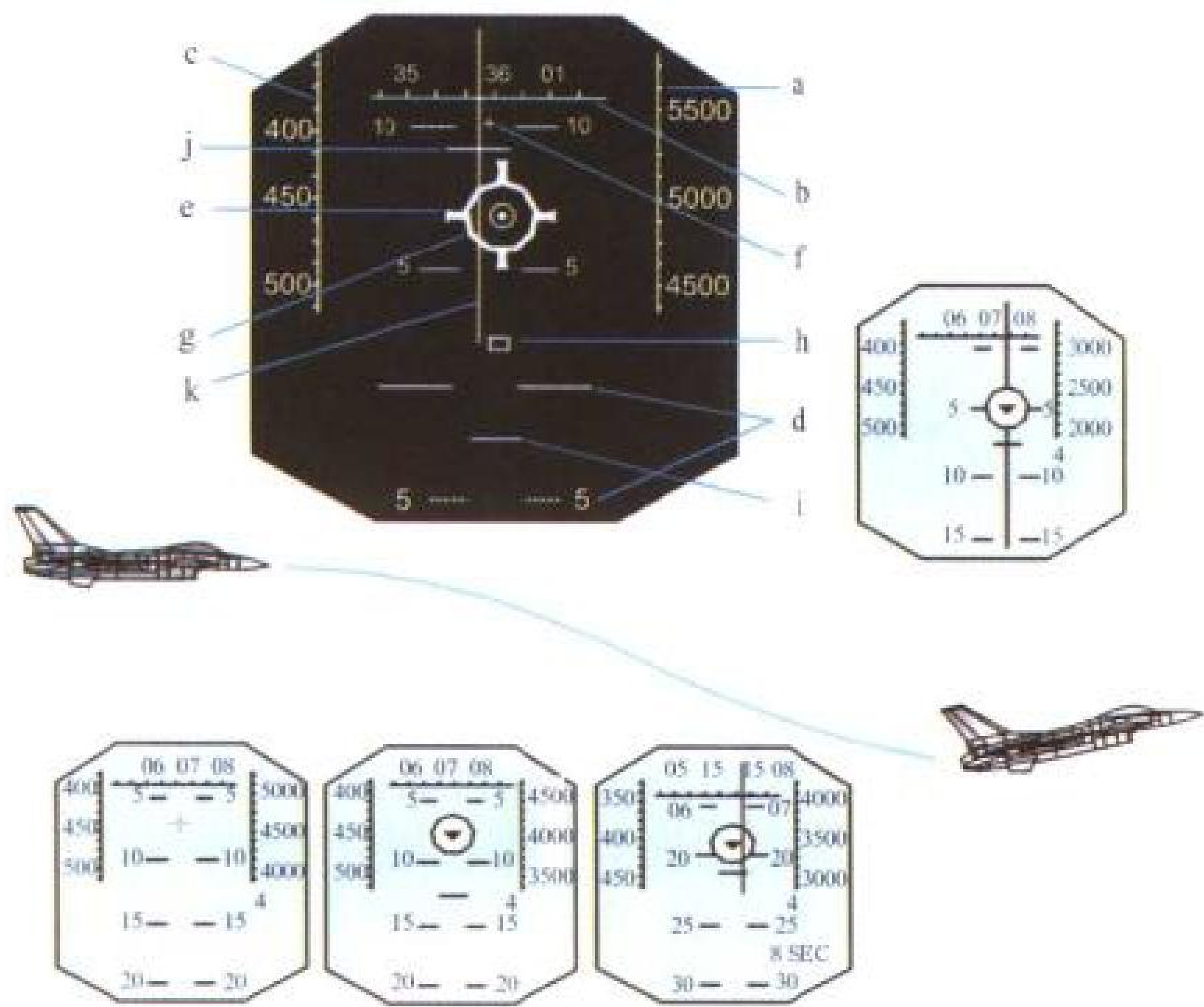
（撰写：朱培申　王祖典　审订：孙隆和）

lianxu jisuan toufangdian

连续计算投放点　continuously computed release point

(CCRP) 综合火力控制系统或航空电子系统在空对地工作状态时的一种自动攻击方式。在连续计算和显示与各个命中点相应的飞机投弹点位置的同时，连续测量与地面目标相应的飞机的现实位置，并由任务计算机连续自动地进行比较，给出将飞机操纵到正确投弹点位置的飞行控制信号，送到飞控系统操纵飞机自动转弯，同时在平视显示器上显示出一条与飞机速度矢量符号平行的方位操纵线。当飞机到达连续计算出的投弹点位置时，自动投放炸弹。

CCRP 主要用于战略/战术攻击飞机精确投放常规非制导炸弹和投放核炸弹，攻击地面上已知其位置的计划攻击的重要目标。可采用直接、间接和起始点三种瞄准方式，适用于水平、俯冲拉起和上仰等多种投弹方式。



CCRP 攻击显示

a—气压高度；b—磁方位；c—修正表速；d—俯仰参考线；e—速度矢量；f—炮管轴线；g—瞄准光环；h—目标选定器；i—拉起预警标志；j—解标志；k—方位操纵器

CCRP 攻击显示见图。解标志代表飞机到达该拉起点或投弹点的待飞时间，其数值以及目标的距离和方位数值均显示出来。飞机速度矢量符号移动到方位操纵线上并沿着该线向下移动，表明定向瞄准完成，转入定距瞄准。解标志沿方位操纵线向下移动，直到与飞机速度矢量符号的上部圆周相切，表明定距瞄准完成，自动投放炸弹。如果错过了预定的拉起投弹时机，投下的炸弹将不会命中目标。驾驶员可根据解标志短线的形状变化(如全部变为虚线表示投弹无解)，操纵飞机退出轰炸航路，然后重新进入攻击，标识该目标或新目标。可见，在 CCRP 盲目自动攻击方式中，解标志是不可缺少的显示符号。

（撰写：朱培申　王祖典　审订：孙隆和）

lianxu jiezhi

连续介质 continuum 忽略物质的分子构成，而将它看成连绵一片、没有空隙而占满某一区域的物质。连续介质假设是流体力学和空气动力学中的一个基本假设，对低速、高速、甚至高超声速(在一般条件下)的流动都适用。只有到外层大气，飞行器的特征长度与分子平均自由程相比小于 100，甚至更小时，连续介质概念才不能应用，需采用稀薄气体力学的观点。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

lianxu jiezhi lixue

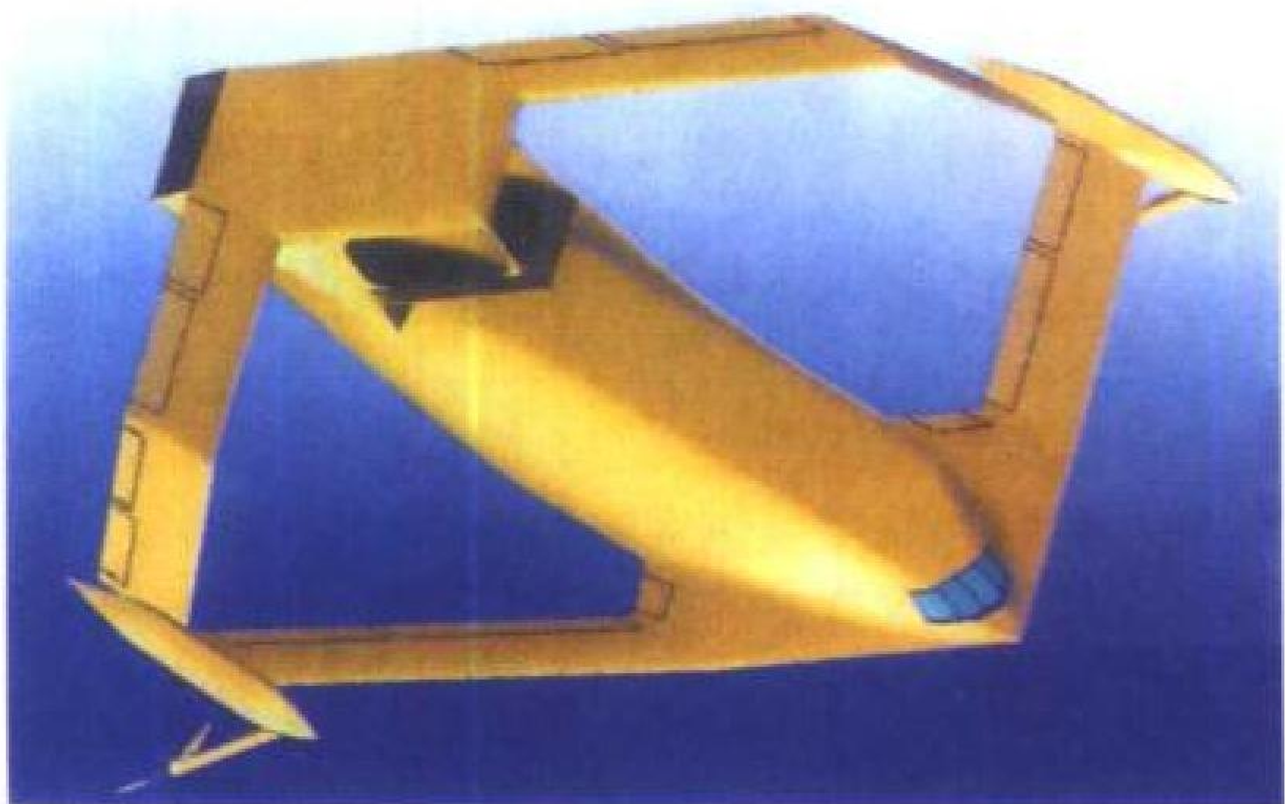
连续介质力学 continuum mechanics 研究宏观尺度上连续体的力学特性的学科。所谓连续体或称连续介质被定义为，固体与流体所占有的空间可假定为受载前与受载变形后均连续无空隙地充满质点，并且质点有密度、速度等场量。一般说来它不包括刚体，而是连续体内部质点间有相对位移的变形体。由于连续体的假设就可将建立在连续假设基础上的数学方法运用于连续介质力学。连续介质力学的方程分作两大类：首先研究具有不同物质特性的许多物质共同性态，如符合物理学普遍规律的能量、质量、动量守恒定律，变形连续体的运动、变形与变形率；其次是描述具体物质的力学性能的方程，称本构方程。当考虑到连续体本构方程时也就形成了连续介质力学的分支学科，流体与固体力学。连续介质力学研究的另一任务是求解这些方程，当前求解方法的主流是数值解法，包括有限元法、有限差分法、边界元法、有限基本解法等。由于对连续体运动及本构关系的不同假设得到的方程分线性与非线性不同性质，它们分别适用于不同情况。而非线性连续介质力学是当前研究的重点。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

lianyiji

连翼机 joint-wing aircraft 又称组合翼飞机。前后两个位于不同高度的机翼通过翼尖连成一体的飞机。连翼机最早出现在 20 世纪 30 年代，由于对它的认识和研究不够，以及某些技术的限制，以至 40 多年来未得到发展。随着现代计算机技术的发展和应用，已可以对连翼布局的空气动力特性结合结构特性进行可靠的分析和验证，并能实现对总体布局的优化；加之复合材料技术在飞机结构上的成功应用，因而自 70 年代起，连翼布局又受到了航空界的关注。目前比较典型的连翼布局是：前翼后掠并有较大的上反角，安装在垂直尾翼顶部的后翼前掠且有较大下反角，前后翼皆装上操纵面，从前视和俯视图上看，连成一体的前、后翼构成一个菱形“盒式”框架。

连翼机的主要特点是：(1) 相当于加大了机翼展弦比，巡航诱导阻力小；(2) 有较大的升力系数和升力线斜率；(3) 失速特性好，与鸭式布局相仿，连翼机也是先前翼失速，后翼升力形成的低头力矩使机头徐徐下沉复原；(4) 气动弹性特性好，颤振临界速度高；(5) 有进行直接力操纵的能力，在作横向运动时不发生偏航和滚转，在作升降运动时不发生上仰；



洛克希德 · 马丁公司提出的连翼机方案

(6) 前、后翼构成的“翼盒”结构高度远大于一般机翼的厚度，所以连翼布局的机翼强度、刚度比常规布局机翼大得多。在相同的机翼面积与后掠角情况下，连翼布局的机翼结构重量仅为常规布局的机翼重量的 70% 左右；(7) 机翼内部可利用空间大，便于装载燃油。连翼布局是颇有发展前景的

一种形式，但其内部结构和外部气动力相互牵连，设计较复杂。目前，美国正在研究连翼机的特性，一些滑翔机、超轻型飞机和农业机已经使用了这种布局方式。

（撰写：钱智声　修订：赵群力　审订：顾诵芬）

lianbang hangkong tiaoli

联邦航空条例　Federal Aviation Regulations (FAR)　美国联邦航空局(FAA)根据美国《联邦航空法(1958)》颁布的管理民用航空的法规性条例。1958年根据美国联邦航空法由新成立的联邦航空署(FAA，1966年改称联邦航空局)取代原民用航空局(CAA)，该署根据联邦航空法将原民用航空局的民用航空条例(CAR)修订后改称联邦航空条例(FAR)。联邦航空条例属联邦条例汇编(CFR)第14卷(航空航天卷)第1篇(运输部联邦航空局篇)。截止到2000年底已颁布的联邦航空条例含：(1)定义与缩略语(共1部)；(2)规章制定等工作程序(共6部)；(3)航空器设计、制造、维修和注册(共15部)；(4)驾驶员、飞行机组和其他航空人员(共4部)；(5)空域管理(共3部)；(6)空中交通和运行总规则(共11部)；(7)取酬或出租航空承运人和营运人的合格审定和营运规则(共8部)；(8)航空学校和其他部门(共4部)；(9)航空港(共9部)；(10)导航设施(共2部)；(11)行政管理(共5部)；(12)战争风险保险(共1部)等12个分篇共69部。其中与设计、制造、使用和维修有关的主要条例见表。

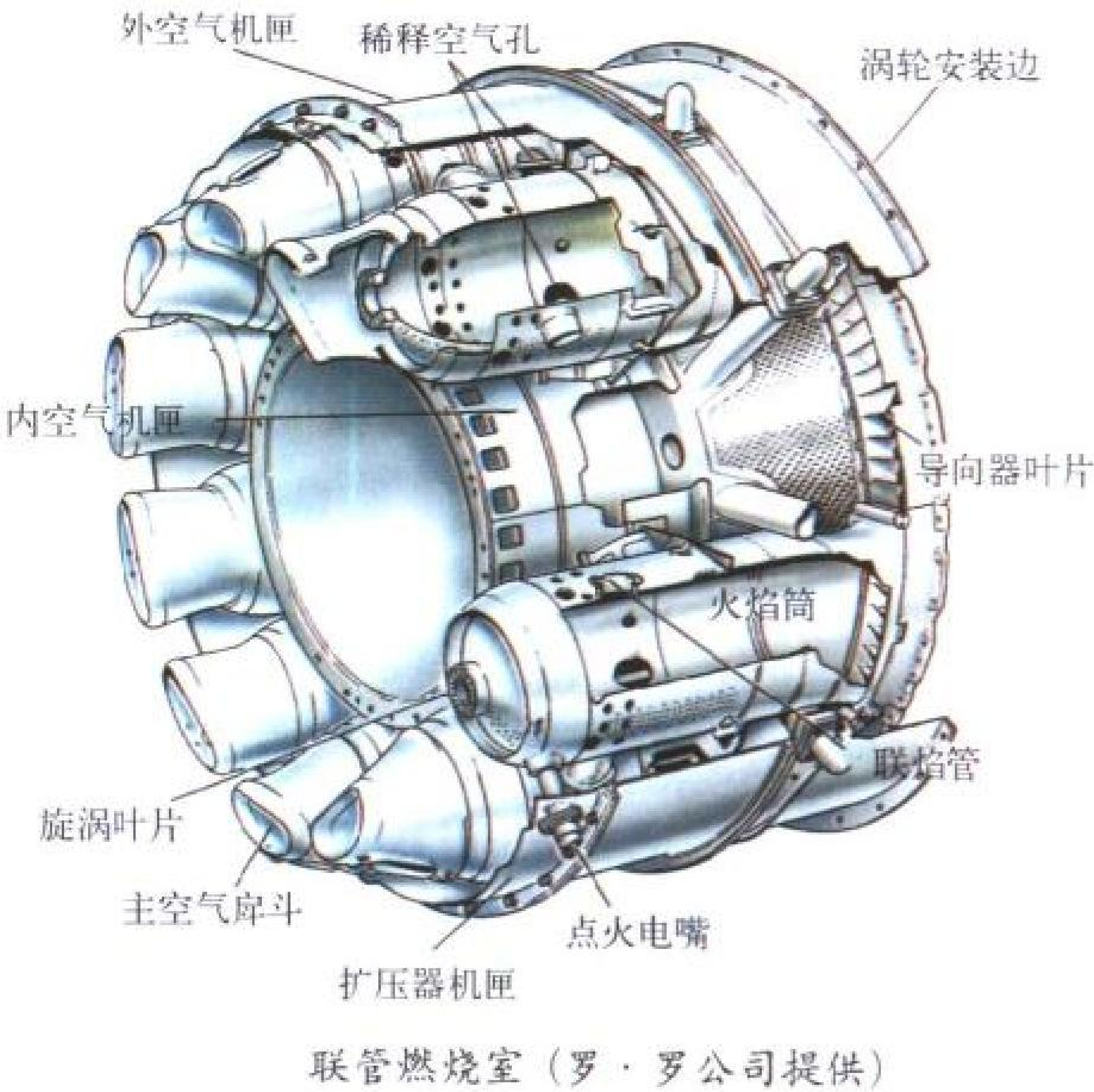
联邦航空条例

序号	规章代号	规章名称
1	FAR-1	定义和缩略语
2	FAR-21	产品和零部件合格审定程序
3	FAR-23	适航标准：正常类、实用类、特技类和通勤类飞机
4	FAR-25	适航标准：运输类飞机
5	FAR-27	适航标准：一般类旋翼航空器
6	FAR-29	适航标准：运输类旋翼航空器
7	FAR-31	适航标准：载人自由气球
8	FAR-33	适航标准：航空发动机
9	FAR-34	涡轮发动机飞机燃油排放和排气污染要求
10	FAR-35	适航标准：螺旋桨
11	FAR-36	噪声标准：航空器型号和适航合格审定
12	FAR-39	适航指令
13	FAR-43	维修、预防性维修、翻修和改装
14	FAR-91	运行和飞行总规则
15	FAR-119	航空承运人和商业营运人
16	FAR-121	国内、海外和补充航空承运人和商业营运人的运行要求
17	FAR-125	合格审定与运行：载客量20或20人以上或最大商载6000 lb或6000 lb以上飞机及其机上人员管理规则
18	FAR-135	运行要求：通勤和出租运行及其机上人员管理规则

联邦航空条例属法规性文件，涉及单位必须遵循执行。联邦航空局对联邦航空条例实施动态管理，根据公众的反映与需要，在广泛征求意见的基础上，按规定程序对条例进行修订、制订或废除。（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

lianguan ranshaoshi

联管燃烧室　cannular combustor, tubo-annular combustor　又称环管燃烧室。在一个由内、外壁构成的环形腔内，有多个火焰筒沿周向均匀分布，火焰筒之间用联焰管连接的燃烧装置。其优点是：(1)每个火焰筒油气匹配良好而形成燃烧中心，无需将压气机出口的气流硬性分股，所以燃烧室流动阻力小，室内平均流速亦较低；(2)可用单个火焰筒进行试验，研究相邻火焰筒二股流之间相互影响，可在相当于三个火焰筒所占有的扇形截面试验段内进行；(3)刚性和强度均好。其缺点是：(1)多个火焰筒造成出口温度周向分布不均匀；(2)点火高度低；(3)火焰筒受热面积较环形燃烧室大，冷却不易。



联管燃烧室（罗·罗公司提供）

自20世纪50年代末期，联管燃烧室逐步替代了分管燃烧室，但在地面用涡轮发动机上，仍有用分管燃烧室的。

（撰写：张斌全　修订：吴文东　审订：王洪铭）

lianhe hangkong yaoqiu

联合航空要求　Joint Aviation Requirements (JAR)　原称《联合适航要求》(Joint Airworthiness Requirements)，由欧洲27个国家的民用航空局组成的联合航空局(JAA)根据其成员国共同签署的《关于制订和接受联合适航要求的协议》，参考美国联邦航空条例(FAR)而制定的民用航空管理规章。目的在于便利欧洲参加JAA的各成员国之间民用航空产品的进出口，简化各成员国联合研制民用航空产品的审定过程，

联合航空要求

序号	规章代号	规章名称
1	JAR-1	定义和缩略语
2	JAR-21	航空器、产品和有关零部件合格审定程序
3	JAR-22	滑翔机和动力滑翔机
4	JAR-23	正常类、实用类、特技类和通勤类飞机
5	JAR-25	大型飞机
6	JAR-27	小型旋翼航空器
7	JAR-29	大型旋翼航空器
8	JAR-36	航空器噪声
9	JAR-APU	辅助动力装置
10	JAR-E	发动机
11	JAR-P	螺旋桨
12	JAR-TSO	联合技术标准规定
13	JAR-VLA	甚轻型飞机
14	JAR-145	批准的维修单位
15	JAR-147	维修培训单位
16	JAR-AWO	全天候飞行
17	JAR-OPS (I)	商业航空运输(飞机)
18	JAR-OPS (II)	商业航空运输(直升机)
19	JAR-STD 1A	飞机飞行模拟器
20	JAR-STD 2A	飞机飞行培训设备
21	JAR-STD 3A	飞行和导航程序培训设备

统一各成员国民用航空器的运行管理，并希望最终能组成统一欧洲民用航空管理的“欧洲联合航空局”。目前根据上述协议，《联合航空要求》正逐步替代各成员国的有关规章，而其中供各类民用航空产品设计批准用的适航最低安全要求已基本替代各成员国颁布的适航最低安全要求。各民用航空产品的型号合格审定亦由联合航空局统一组成审查组进行。但型号合格证、适航证等各类证书仍由各成员国根据联合航空局的审查结果，按本国法规要求颁发。自1974年联合航空局颁布第一部《联合航空要求》——《JAR 25大型飞机》以来，到2000年底，已颁布了26部《联合航空要求》。其中与设计、制造、使用和维修有关的主要要求见表。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家尌）

lianhe jianshi mubiao gongji leida xitong

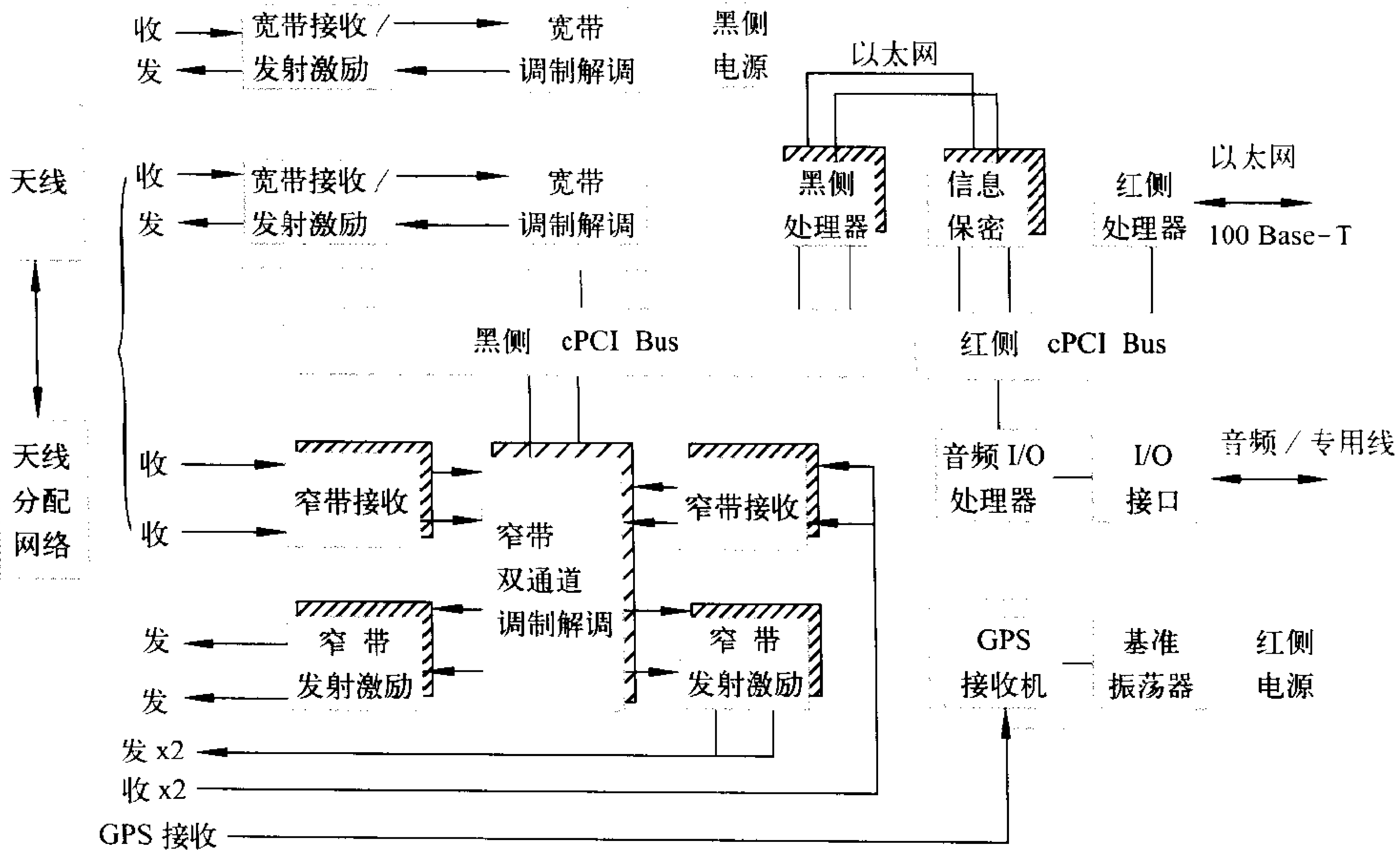
联合监视目标攻击雷达系统　joint surveillance and target attack radar system (JSTARS)　见电子卷。

lianheshi hangkong dianzi xitong

联合式航空电子系统　federated avionics system　在各分系统（或设备）自成体系的前提下，通过系统级数据总线进行信息交连，使各分系统能协调合作地完成使命任务的一种航空电子系统结构。它广泛采用的数据总线是1553B总线；一个核心计算机（也可由一分系统计算机充当）设定为主控计算机（含有总线控制器及软件）负责全系统的通信控制；另一个计算机也含有备份总线控制器及软件，在必要时能代替主机进行全系统控制；各分系统含有总线接口单元。这种系统的特点是，各分系统虽然仍相对独立，但在主机的统一的控制下可以进行信息的传输、调度和使用，集中显示和控制，从系统顶层看已构成为一个整体。这种系统只要在总线控制器软件中进行适合的设计，可使系统具有功能互补和一定的重构能力；系统具有一定的扩展灵活性，但需要修改总线控制软件。联合式系统是航空电子系统发展的一个重要阶段，已成为目前服役的军用飞机普遍采用的系统。但是，这种系统存在局限性，不能满足进一步的发展要求，例如总线传输速率成为系统瓶颈，资源共享不充分（例如计算资源）、重构及扩展灵活性不够、集中控制和总线成为战伤和故障生存能力的致命弱点。　（撰写：吕宗祺　陈若玉　审订：龚诚）

lianhe zhanshu wuxiandian xitong

联合战术无线电系统　joint tactical radio system (JTRS)　一种硬件和软件都采用开放系统结构的、多频段、多模式、软件可重编程的无线电系统。它覆盖2～2000 MHz频谱范围，可包含现用的和将来升级的各种波形，为战场上的指挥、控制、通信、计算机与情报信息（C⁴I）提供视距和超视距的话音、数据、视频通信能力，以及全球导航能力。系统以物理属性（特性和接口）划分硬件类别：机箱类和模块类。模块类包括：射频类、调制解调类、处理器类、信息保密类、输入/输出类、GPS类、频率标准类、公共系统连接类、天线类及同机部件类等。系统以软件通信体系结构（SCA）为基础，构成基于商用货架（COTS）软件和开放系统标准的操作环境，通过核心结构（Core Framework）支持各种应用。根据应用范围和特性要求，按照JTRS构成规则，用合适的硬件和软件构成所需要的系统组态。该系统是“易通话”（Speakeasy）的完善和发展。它强调采用以工业标准总线互连的COTS模块，强调采用以一种公共、开放的系统结构开发一系列可互操作、可买得起、可变规模的无线电设备。因而，它的能力更强、成本更低、结构更紧凑、更具通用性。JTRS将成为21世纪美国陆海空三军所有无线电领域采用的新型系统。美国国防部成立了JTRS联合计划办公室负责该项目的管理，并指示陆海空三军采取积极步骤将各自的无线电采购计划向前移到单一的JTRS采购计划上来。JTRS在航空机载应用的系统结构如图所示。



JTRS在C-130军用运输机上应用的基本系统结构示意图

（撰写：龚世明　审订：金德琨）

lianhe zhanshu xinxi fenfa xitong

联合战术信息分发系统　joint tactical information distribution system (JTIDS)　见电子卷。

lianluodao

联络道　liaison way　又称联络滑行道。连接主滑行道与跑道的通道。通常设置数条，供飞机进出跑道使用。在主滑行道两端与跑道相连接的部分称端联络道；在主滑行道中间与跑道相连接的部分称中间联络道；中间联络道一般有2～3条，与跑道成直角相交。为便于飞机着陆后迅速脱离跑道，以便将跑道被占用的时间减至最低程度，也可与跑道成锐角相交。　（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

lianluoji

联络机　liaison aircraft　用于执行部队间通信、联络任务的飞机和直升机。一般为小型飞机。为便于完成联络任务，

要求这类飞行器具有较好的低空及在简易跑道起降的性能。

（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

lianzhouqi

联轴器　coupling　在燃气涡轮发动机中，将涡轮转子与压气机（风扇）转子连接起来并传递轴向力和扭矩的组件。在三支点的转子支承方案中，联轴器还起到涡轮转子前支点的作用，多采用柔性的联轴器。在两支点的转子支承方案以及一些新型的三支点支承方案中，采用刚性联轴器。

（撰写：陈光　审订：陈大光）

lianshi hangkong jipao

链式航空机炮　aircraft chain gun　外能源驱动闭合链条完成连续射击动作的航炮（见图1）。链条在四个链轮张成的长方形轨道上运动（见图2），四个链轮中有一个是主链轮，由

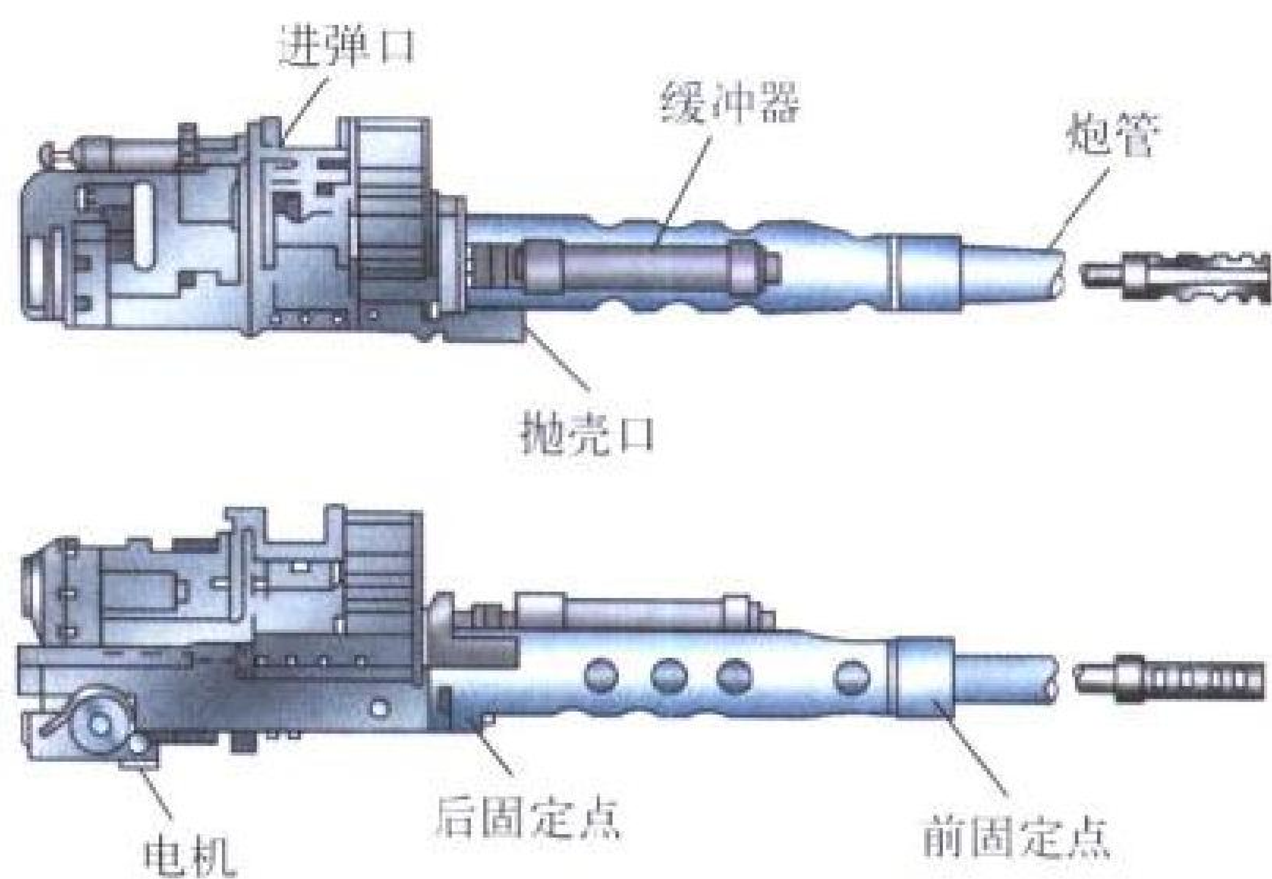


图1　链式航炮外形

电动机带动。主链节上装有机心座滑块，当链轮转动时，通过滑块带动机心座后退和复进，完成抽壳和送弹入膛动作。在前、后位时，滑块相对机心座横向运动，完成闭锁、击发、进弹、抛壳工作。链传动平稳，可靠性好，射击精度高。炮箱不承受膛底压力，可用铝合金制造，重量轻。链条传动速度有限，射速不高，但可大幅度调节。这种航炮适于

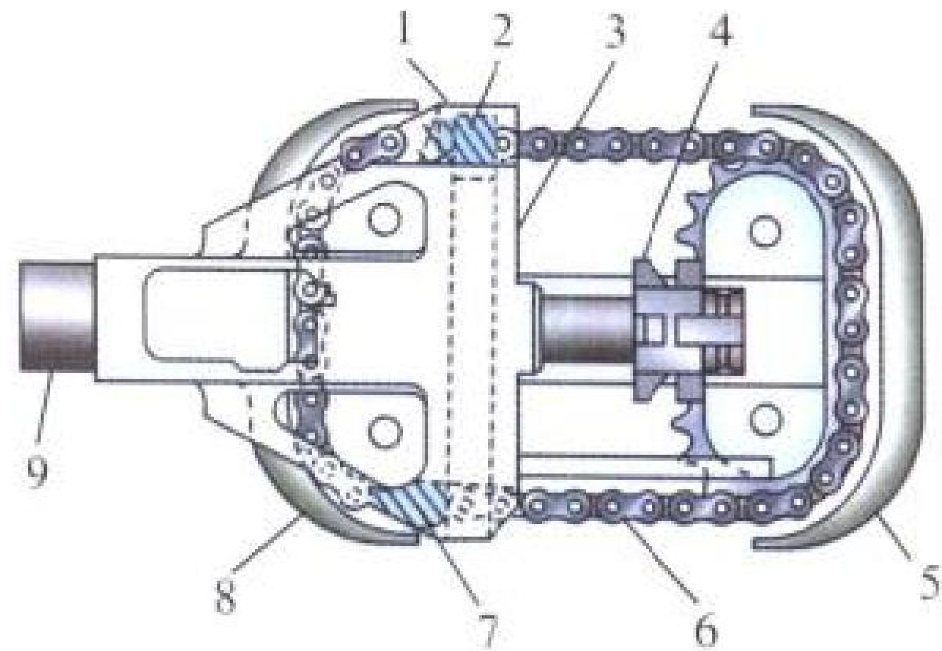


图2　链传动原理

1—机心座滑块；2—主链节；3—机心座；4—机心头；5—前引导板；6—链条；7—保险链节；8—后引导板；9—纵向滑轨

装备武装直升机对地作战。（撰写：史家科　审订：王祖典）

liantiao zhandoubu

链条战斗部　continuous rod warhead　又称连续杆式战斗部。杀伤战斗部的一种，炸药爆炸时，在爆炸产物作用下，迅速伸展成带状链式环主要杀伤元素并切割毁伤目标。其主要组成部分有：杆束组合件、隔板透镜、炸药装药和传爆管、蒙皮、中心管等。主要用于杀伤空中目标。

杆束组合件由若干条截面为正方形的预制金属杆分两层并排放置，并将相邻两层预制杆的两端交错焊接而成。炸药爆炸时，在战斗部中心处产生球面爆轰波向外传播，当其经隔板透镜后作用力发生偏转，在隔板透镜外得到作用力相互平行的一个作用场，并垂直于杆束组合件的内壁，使球面波转化为柱面波。杆束组合件在柱面应力波作用下，在靠近杆端部的焊缝处发生弯曲。特殊的焊缝结构控制着杆束的直径连续地向外扩张，逐渐形成一个高速运动的连续圆环，其扩张初速约为1000～1600 m/s。在与空中目标相遇时，能够在目标主要部位形成连续切口而毁伤目标。实践证明，圆环扩张至理论最大周长的80%以后开始断开，断开后的杆条仍具有一定杀伤能力，但其毁伤效果相应下降。

链条战斗部的杀伤作用属线杀伤，对目标杀伤威力大，但作用半径小，要求导弹导引精度高。链条战斗部已经发展为毁伤效果更好的离散杆式战斗部。

（撰写：施广水　审订：王祖典）

liangshi jiegou

梁式结构　spar structure　以翼梁作为主要纵向受力构件的翼面结构。其主要特点是纵向有很强的翼梁，承受大部分弯矩引起的纵向载荷；蒙皮较薄，长桁弱，它们组成加筋板并承受部分的纵向载荷；而扭矩引起的剪应力由蒙皮承受。按照翼梁的数目又可分为单梁式（图1）、双梁式（图2）及多

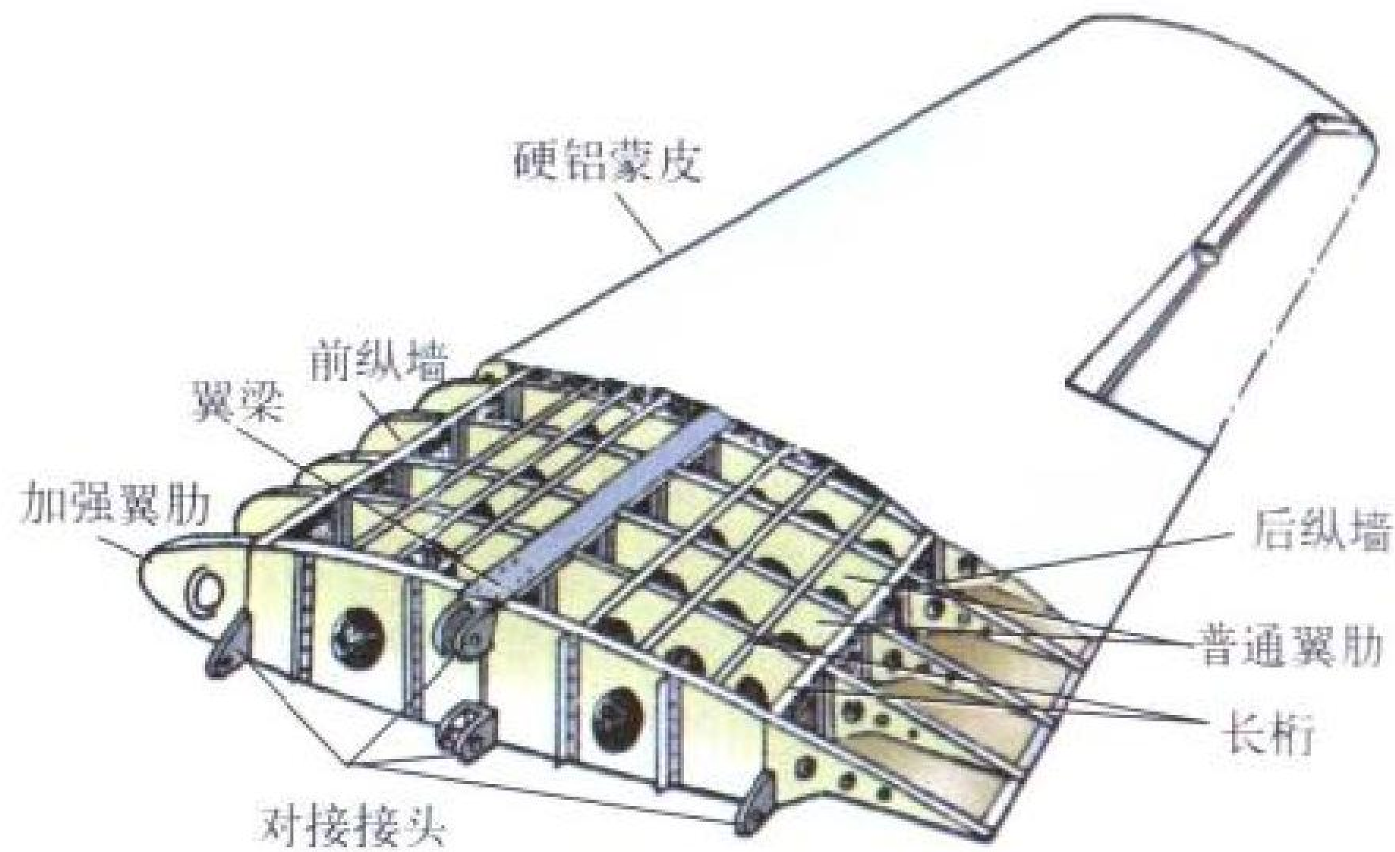


图1　单梁式结构

梁式（图3）翼面结构。单梁式翼面结构可以充分利用翼型结构高度，重量较轻，为了传递扭矩和悬挂襟、副翼，必须在单梁的后部增设1～2个纵墙；双梁式翼面结构的优点是较易利用翼面内部空间，便于放置起落架和油箱；多梁式翼面结构一般用于小展弦比大后掠角的三角翼。三角翼根弦长、根部结构绝对高度大、翼盒闭室面积大，一般用薄蒙皮就可以满足刚度要求，故采用多梁式结构，其效率较高，且损伤容限特性好。梁式结构便于开口，机身与机翼对接简单、装

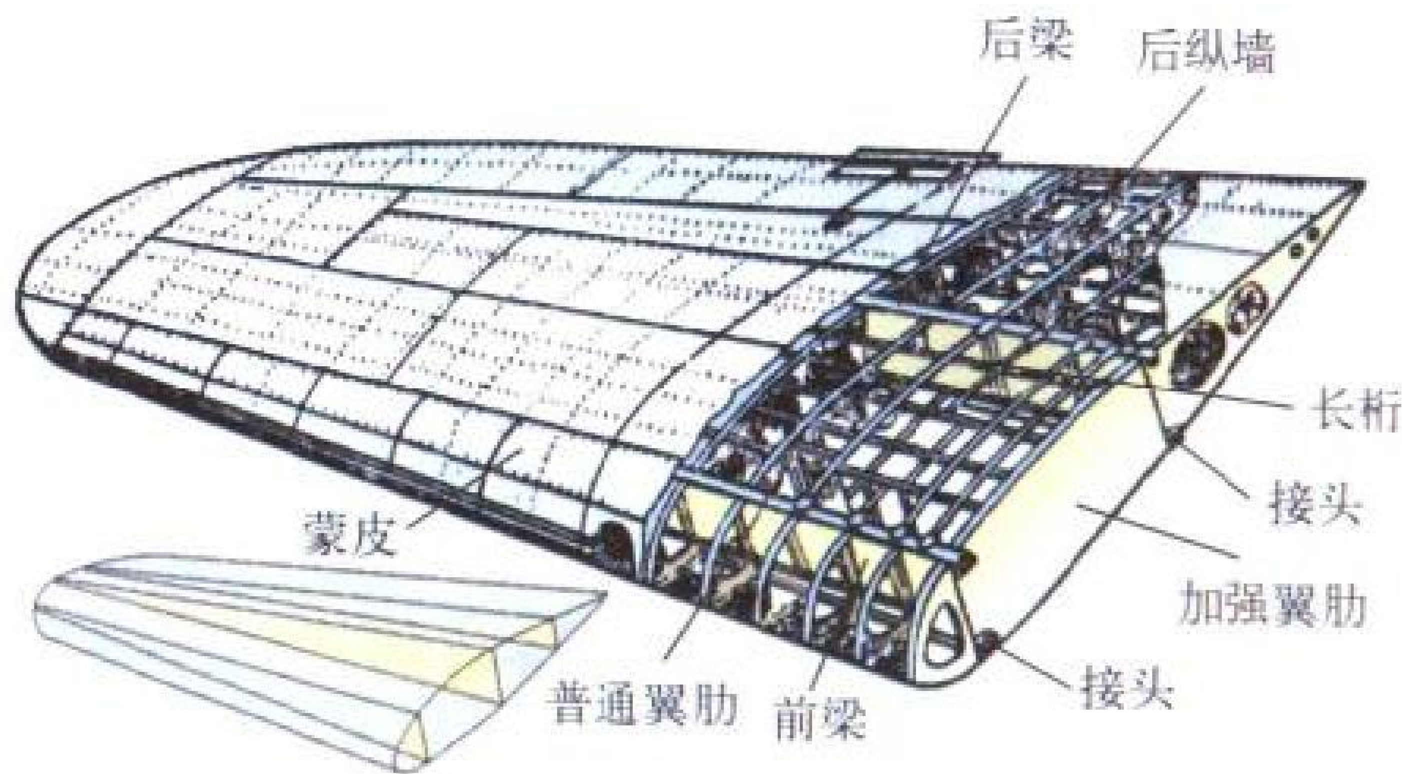


图2　双梁式结构

配方便，在薄蒙皮的翼面结构中得到广泛应用。

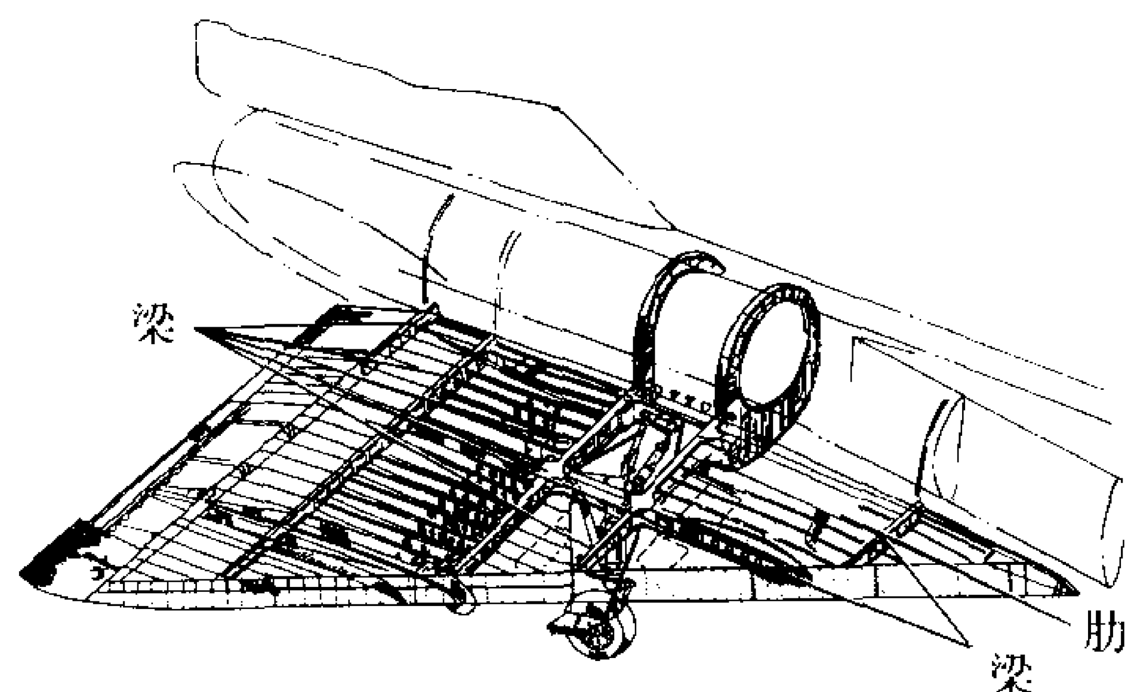


图 3 多梁式结构

（撰写：章怡宁 沈 漳 审订：何君毅）

liangji weixiu tizhi

两级维修体制 two levels maintenance system 由两个级别的维修机构结合进行飞机维修作业的体制。这两个层次的维修级别是一级维修和三级维修。随着飞机部件可靠性的提高，机内测试技术的大量应用和空运能力的发展，二级维修的作用日趋减弱，故有可能取消二级维修。在飞机使用中和一级维修中发现的故障部件少了，有可能直接空运送到三级维修机构去修理，不必再设二级维修机构。美国空军从 1993 年 10 月开始，对飞机维修采用两级维修体制。

（撰写：王立群 审订：甘晓华）

lianggang fenxi

量纲分析 dimensional analysis 旧称因次分析。从量纲(因次)的观点研究物理现象中各物理量之间的关系，并找出其规律和简化函数关系的理论(见 π 定理)。量纲分析的基本原理是：表征任何一个物理现象的方程式中，各项的量纲应该是一样的。

应用量纲分析可以把物理现象中的物理量之间的关系用无量纲的参数之间的关系表示出来，使现象中的参量减少，从而简化了理论分析和实验步骤。空气动力学中有许多意义明确、使用方便的无量纲数，可根据量纲分析得出，如压力系数、升力系数、雷诺数、马赫数等。

（撰写：范洁川 审订：忻鼎定）

liewen

裂纹 crack 材料或结构缺陷的一种形式。在断裂力学中，通常将裂纹分类为：(1) 穿透裂纹：裂纹穿透整个构件厚度；(2) 未穿透裂纹：裂纹从表面开始到厚度的某一部分为止。最常见的未穿透裂纹有表面裂纹、角裂纹及孔边角裂纹。裂纹形状近似于部分椭圆形或圆形。当物体受力时，裂纹前缘各点的应力强度因子不等。未穿透裂纹一般处于平面应变状态，但表面部分处于平面应力状态；(3) 内部裂纹：裂纹全在构件内部，不出现在构件表面上。

（撰写：郦正能 审订：张躬行）

liewen kuozhan shouming

裂纹扩展寿命 crack propagation life 在循环载荷作用下，试件或结构在疲劳裂纹形成后直到断开的寿命。在工程上指可检的宏观裂纹形成后的寿命。裂纹扩展可分为三个阶段。第 I 阶段为裂纹初始扩展阶段，裂纹扩展速度虽低，但随应力强度因子幅值 ΔK 的增加而迅速增加；第 II 阶段为缓慢裂纹扩展阶段，裂纹扩展速率随 ΔK 变化缓慢，在 10^{-5} mm／循环到 10^{-3} mm／循环之间。第 III 阶段为快速扩展阶段。缓慢裂纹扩展阶段占裂纹扩展寿命主要部分。故提高结构缓慢裂纹扩展性能可增加裂纹扩展寿命。裂纹扩展寿命受试件或结构的应力分布、环境条件、材料的断裂特性、加载特性和结构形式等影响。

（撰写：郦正能 审订：张躬行）

liewen kuozhan zuli

裂纹扩展阻力 crack growth resistance 表征含裂纹体抵抗裂纹扩展的一个参量。其值为在单调加载下，使裂纹扩展单位面积所需的能量。其大小表示物体抵抗裂纹扩展能力的强弱，故称裂纹扩展阻力。对于金属材料，裂纹扩展阻力的主要因素为塑性变形能。在裂纹扩展过程中，随裂纹扩展、裂纹尖端塑性的发展，裂纹扩展阻力逐步增大。

（撰写：郦正能 审订：张躬行）

liewen wusun jiance

裂纹无损检测 crack nondestructive test 在不破坏被检测件或结构的前提下进行裂纹检测的一种方法。它与一般工业无损检测方法相同。在飞机结构或材料的制造、实验研究和使用中常采用裂纹无损检测。通用的裂纹无损检测技术有：目测(用放大镜或读数显微镜)、液体着色、X 光探伤、涡流、磁力、荧光、超声波等。目前发展了许多新技术，如激光全息摄影法、超声剪切波法、声发射法、电位法、光应力喷涂层法等。

（撰写：郦正能 审订：张躬行）

linchuang hangkong yixue

临床航空医学 clinical medicine of aviation 以解决飞行人员疾病的诊断和治疗以及飞行合格程度为主要研究对象的综合性医学分支学科。分航空心脏病学、航空眼病学、航空耳鼻喉病学、航空神经精神病学等。驾驶员空中失能(驾驶员因身体原因或不良心理反应丧失正常的驾驶能力)将导致飞行事故。临床航空医学根本目标是保证驾驶员身心健康、保证飞行安全。一般采用临床医学与航空医学相结合的研究方法，即既采用临床医学的各种疾病诊断和治疗技术，又使用航空医学中各种特殊设备和方法对飞行人员进行功能鉴定、生理训练及不良功能矫治。

（撰写：张宏金 审订：袁修干）

linjie bisan sudu

临界闭伞速度 critical closing speed 完全涨满的降落伞在下降过程中伞衣开始出现“乌贼状”时的物伞系统运动速度。当降落伞开伞后，物伞系统仍处于加速运动时才可能出现(流进伞衣的空气少于排出伞衣的空气，伞衣收缩)。降低质量比(物与伞的质量比值)可以避免达到这一速度。

（撰写：王中文 审订：袁修干）

linjie jiebing zhuangtai

临界结冰状态 critical icing condition 发动机防冰系统接通时结冰可能性最大的状态。通常相当于以最小推力作水平飞行的状态。此时，发动机的当量空气速度低，使气流动态加温的防冰作用较小；而推力低意味着转速低，从压气机抽取的防冰热空气的温度也较低，故导致结冰可能性增大。为保证发动机防冰系统在工作包线内的各种结冰条

件下能安全可靠地工作，防冰系统的计算点必须包括临界结冰状态；而且为验证结冰对发动机工作的影响程度，还必须在发动机上做临界结冰条件下的试验。

（撰写：杨燕生　审订：陈 光）

linjie kaisan sudu

临界开伞速度　critical opening speed　又称临界充满速度。能使伞衣充满的物伞系统的最大运动速度。当拉直速度大于临界开伞速度时伞衣将呈“乌贼状”，不能充满；如果处于“乌贼状”的物伞系统能够减速到小于临界开伞速度，则伞衣在“乌贼状”持续一段时间后会涨满。伞衣透气量、顶孔尺寸、伞绳长度和数量、开伞高度等决定临界开伞速度的大小。

（撰写：王中文　审订：袁修干）

linjie leinuoshu

临界雷诺数　critical Reynolds number　标志流动转捩的雷诺数。1883 年，雷诺在圆管水流实验中发现：水流随 Re 数的不同而出现不同的流态，Re 数小于约 2300 时为层流，大于约 2300 时为湍流。现代实验表明，转捩是一个复杂的过程，受多种因素影响，临界雷诺数的值处在两个界限之间，对圆管水流，约为 $2\times10^3\sim10^5$；对不可压缩流体绕光滑平板流动，约为 $2\times10^5\sim6\times10^5$（这时特征长度取转捩点到平板前缘的距离）。由于湍流边界层的流动特性与层流边界层有很大差别（如摩擦阻力、分离特性等），因此，临界雷诺数对判定边界层状态和分析计算飞行器的气动特性很重要。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

linjie maheshu

临界马赫数　critical Mach number　物体表面上最大流速达到当地声速时相应的来流马赫数称为临界马赫数，又称下临界马赫数。物体的临界马赫数是确定该物体绕流特性从亚声速向跨声速过渡的一个重要参数。当来流马赫数小于临界马赫数时，物体绕流全部是亚声速的；当来流马赫数超过临界马赫数后，绕流流场中就开始形成有随着来流马赫数增大而发展的局部超声速区。也就是说，绕流进入了该物体的跨声速范围，出现与该物体的亚声速流特性完全不同的跨声速流特性。当流场中各点的马赫数都超过声速时的最小来流马赫数称为上临界马赫数。如果物体形状有圆钝头部，流场中常会存在局部正激波后的局部亚声速区，这时物体的上临界马赫数不存在。临界马赫数的概念对高亚声速机翼特别是后掠翼的设计起着重要的作用。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

linjie zaihe

临界载荷　critical load　结构屈曲（失稳）前所能承受的最大载荷（参见屈曲）。由平衡观点定义临界载荷，即，使结构处于中立稳定（随遇平衡状态）的载荷，如在此载荷上施加一个小扰动，结构即可转为不稳定的。由能量观点也可定义临界载荷，如用 π 表示结构总位能，那么它的一阶变分 $\delta\pi=0$ 时，即总位能取极值，说明结构处于平衡，但既可能是稳定的平衡也可能是不稳定的平衡；当二阶变分 $\delta^2\pi=0$ 时，此时物理意义为总位能由极小值向极大值过渡，结构处于中立稳定，载荷为临界载荷。由于飞机结构多是薄壁结构，且受压与剪载荷的部件很多，因此研究屈曲问题，求临界载荷是十分重要的。

（撰写：何君毅　审订：郦正能）

lingbujian zhizaoren pizhunshu

零部件制造人批准书　parts manufacturer approval (PMA)　适航当局颁发的、用以批准申请人（法人）生产已获型号合格证书的民用航空器、航空发动机或螺旋桨的加改装或更换用的零部件的证书。按定义，零部件指在民用航空产品上使用及安装的材料、仪表、机械、设备、零件、部件、组件、附件，以及电气、电子、通信和导航器材等，统称材料、零部件、机载设备。零部件制造人批准书不适用于：(1) 根据型号合格证书或生产许可证书生产的零部件；(2) 根据技术标准规定项目批准书生产的项目；(3) 符合适航当局认为适用的行业标准或国家技术标准的标准件；(4) 航空器所有人或承租人按适航当局批准的其他方式为维修或改装自己的航空器而生产的零部件。适航当局为零部件制造人批准书持有人生产的零部件颁发适航批准标签作为批准证明。零部件制造人批准书不得转让。除适航当局暂扣、吊销和另行规定终止日期外，零部件制造人批准书长期有效。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

lingguozai feixing

零过载飞行　zero-gravity flight　又称失重飞行。利用飞机在引力场中造成短时间物体有质量而不表现重力的飞行。失重是航天器及其设备和乘员的一种重要环境因素，并带来重大影响。目前各国多采用飞机作抛物线飞行的方法，实现短时间失重和微重力的试验环境。飞机要实施零过载飞行，就要对发动机的燃油和滑油等系统进行改装，以保证飞机在失重状态下，燃油能正常供应，滑油能正常润滑，因为燃油和滑油在零过载飞行时也失重了，飘浮在油箱中。零过载飞行中驾驶员也失重了，离开了座椅，操纵飞机比正常飞行要困难。

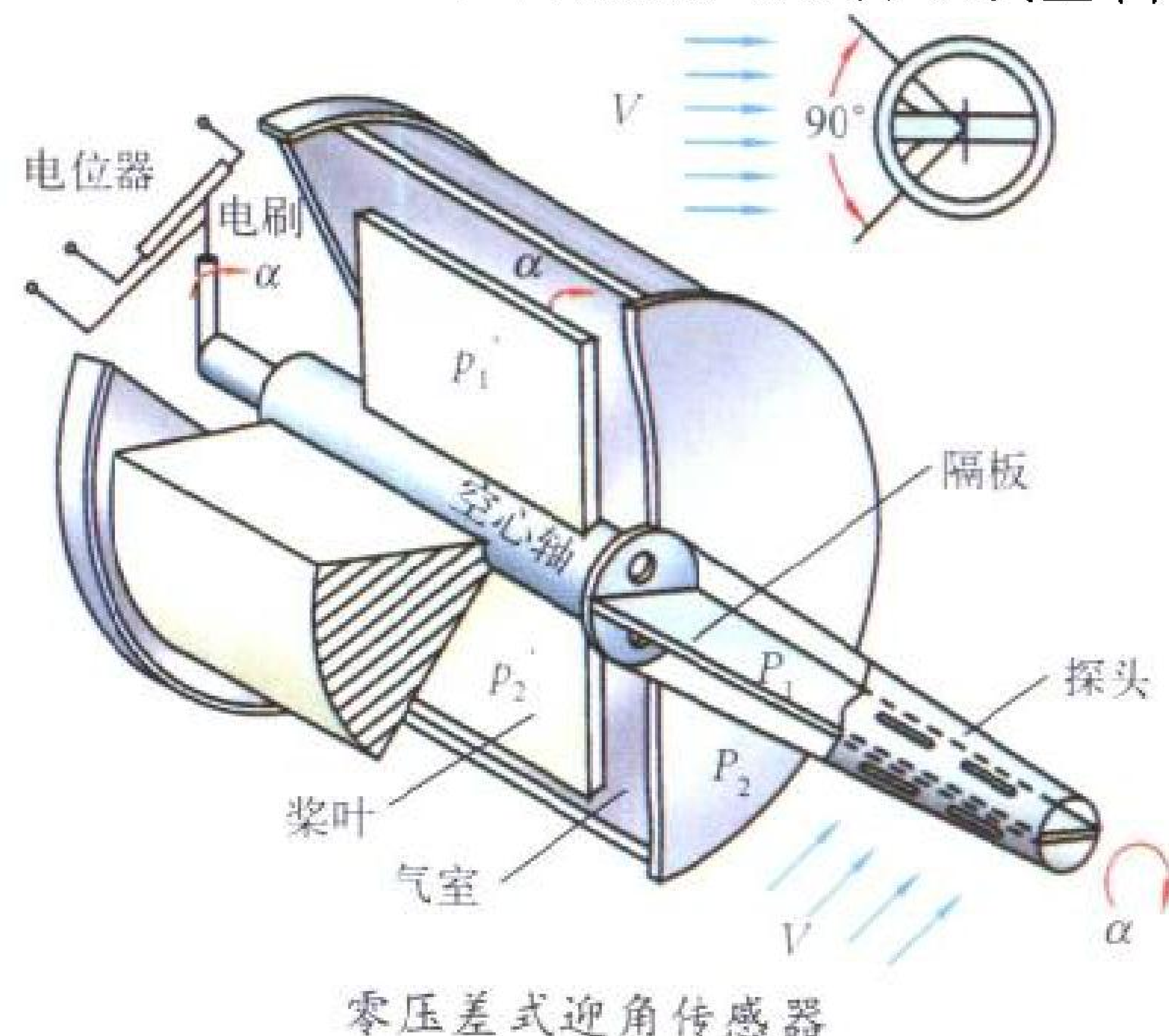
（撰写：李玉璞　审订：李志强）

lingling tanshe shiyan

零—零弹射试验　zero-zero ejection test　见地面静止弹射试验。

lingyachashi yingjiao chuanganqi

零压差式迎角传感器　angle of attack transducer of zero pressure difference type　利用压差自动将探头转至零压差位置的迎角传感器，是应用较广的迎角传感器之一。由探头、气室、桨叶和角度变换器等部分组成。探头是一个中间有隔板、在探头中心线两侧对称开有两排进气孔的圆锥体。圆锥形探头与中间有气道的空心轴固连，在空心轴上固定着桨叶和电位器电刷。当飞机以某迎角飞行时，探头上下两排测压



零压差式迎角传感器

孔的对称平面与迎面气流的方向不同，相互间存在一迎角。这时，上、下两排测压孔感受的压力 p_1 和 p_2 不相等，两压力进入气室后将使桨叶带着电刷转动（桨叶转动的力矩与两压力差成比例），并由空心轴带动探头转动。当探头转到上、下二排测压孔位置与气流方向对称时，压差为零，桨叶及整个活动部分都停止转动。此时桨叶和电刷旋转的角度与迎角相等，电位器输出的信号与迎角成比例（见图）。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

linghang

领航　navigation　测定航空器的位置，引导航空器沿预定的航线飞行，达到指定地点的全部活动。它包括飞机的领航和航天飞行器的导航。作为飞机的领航是通过在飞行中测定航空器相对于地球表面的位置，引导航空器沿预定的航线飞行，准时到达指定地点或空域（或目标）的全部活动。领航的作用对顺利完成预定飞行任务和保证飞行安全起着重要的作用。飞机领航通常包括空中领航和地面实施引导两大部分。空中领航飞行人员使用航空器上的有关设备测定航空器应飞航向、位置、速度和高度，将航空器引导到预定空域、预定目标或着陆机场。其核心是确定飞行器相对地球表面的位置，进而推算出到达预定目标的应飞航向、速度和时间。随着高科技的发展，计算机、雷达、激光、红外和 GPS 等技术的广泛应用，领航方法将越来越多，使空中领航和地面引导的精度与自动化程度越来越高，飞行人员的负荷量越来越轻。

（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

linghangyuan

领航员　navigator　空勤机组成员之一，向机长负责，并利用飞机上和地面各种导航设备，判断并提供数据给机长确定飞机飞行位置和飞行方向，使飞机沿规定的航线，按规定的时刻到达预定地点的机组人员。

（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

lingxian shiyong

领先使用　fleet leadership　为了确定飞机随工龄改变其状况而集中使用与检查一些工龄最长飞机的过程。新型航空装备在交付部队以后，应当组织领先使用。领先使用通常在指定的一小批飞机上进行，目的是掌握装备的性能、特点和质量随工龄的变化，以进一步明确使用要求，改进、完善维修人员的专业配置，制定和完善技术文件。领先使用中的飞机使用与维修，由航空兵师（院）装备部门在上级部门的具体指导下组织实施。科研机构应当派专人参加，并负责研究和拟制必要的技术文件。领先使用是集中抽样检查使用时间最长的飞机，是工龄探索的一种形式，它可确定飞机主要承力结构出现疲劳损伤的部位、飞机的腐蚀损伤状况、它们与使用时间的关系，及上述构件或机载设备的故障率，以确定飞机的使用对策、维修周期、延寿潜力以及经济性。领先使用要制订计划，其内容包括领先使用飞机的条件、数量、要作检查的重要结构项目、首次检查期和重复检查间隔期。领先使用飞机确定后，一般固定不变。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

liukong shijian

留空时间　time at pickup altitude　物伞系统离开飞行器至降落伞工作结束（回收物着陆）所经过的时间。通常包括自由坠落（或延迟开伞）、拉直、充气、稳定和稳定下降所需时间之和。留空时间取决于离机高度、延迟开伞时间和降落伞性能，也与空降或空投时外界地理环境和气象条件等随机因素有一定关系。

（撰写：李久庭　审订：袁修干）

liuchang

流场　flow field　指分布着流体流动参数（如速度 V、压力 p、密度 ρ 等）的空间区域。流动参数可以表示为空间坐标 (x, y, z) 和时间 t 的函数，例如：

$$V=V(x, y, z, t);\ p=p(x, y, z, t);\ \rho=\rho(x, y, z, t);$$

它们的定义域分别称为速度场、压力场、密度场，所有这些场的总和称为流场。随时间变化的流场称为非定常流场；不随时间变化的流场称为定常流场。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

liuchang jiaoce

流场校测　flow field calibration　又称流场校准。风洞流场均匀度的校准测量。一座新风洞建成后的第一件工作就是进行流场校测。其目的在于全面详细地测定风洞（特别是风洞试验段模型区）的流场状况及其品质，选择最佳的参数（如最佳的试验段壁扳扩张角、通气壁的开闭比等），以获得最佳的试验段气流品质。低速风洞流场校测项目有：测量试验段气流动压或风速分布、轴向静压梯度、局部气流偏角、平均气流偏角、湍流度、动压稳定性及气流噪声等。高速风洞流场校测项目有：测量试验段气流马赫数分布、局部气流偏角、平均气流偏角、跨声速通气壁的消波特性、洞壁边界层、噪声、湍流度及气流不稳定度（低频脉动）等。国外通常把标模实验也作为流场校测项目。流场校测常用的探头和仪器有：标准风速管、轴向探测管、总压排管、静压排管、气流方向探头、锥柱体测压模型、10° 转捩模型、湍流球及热线风速仪等。对流场校测仪器的主要要求是：正确的外形及合适的几何尺寸；对流场不产生大的干扰；能准确测量真实流场参数；足够的强度和刚度；高的尺寸精度和表面光洁度；测压管路有良好的气密性和通气性。在用风洞也要定期进行校测，其校测项目可根据需要选择。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

liuchang pinzhi

流场品质　flow quality　又称气流品质。它由风洞试验段气流的均匀度来表示，分稳态的和动态的两类。它是衡量风洞性能优劣的主要指标，也是影响风洞试验数据精准度的主要因素。稳态流场品质通常包括试验段气流的静压分布、动压分布、速度分布、流向分布、平均气流偏角及跨声速风洞通气壁的消波特性等；动态流场品质包括试验段气流噪声（压力脉动）、湍流度（速度脉动）及温度分布等。影响流场品质的因素很多，如收缩段、蜂窝器、阻尼网、喷管及试验段等的设计与加工质量均直接影响稳态流场品质。收缩段收缩比、阻尼网的层数及透气率主要影响气流湍流度。调压阀门（或压缩机）形式、试验段通气壁的形式及开孔率、扩压段气流流动状况则决定了气流噪声水平。（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

liudong xianshi

流动显示　flow visualization　又称流态显示或流场显示。

通过在流体中添加示踪剂或利用光的偏转、化学发光等手段显示流动中各种现象的方法。在流体力学研究中，流动显示技术一直受到人们的重视。应用这项技术可以帮助人们认识和了解分离、旋涡、激波干扰、非定常效应等复杂的流动现象，建立新的理论模型，发现新的流动现象和流动规律。流动显示方法通常可分为三类，即添加剂法、光学法和能量法。添加剂法又分为示踪法和表面涂料显迹法两种。

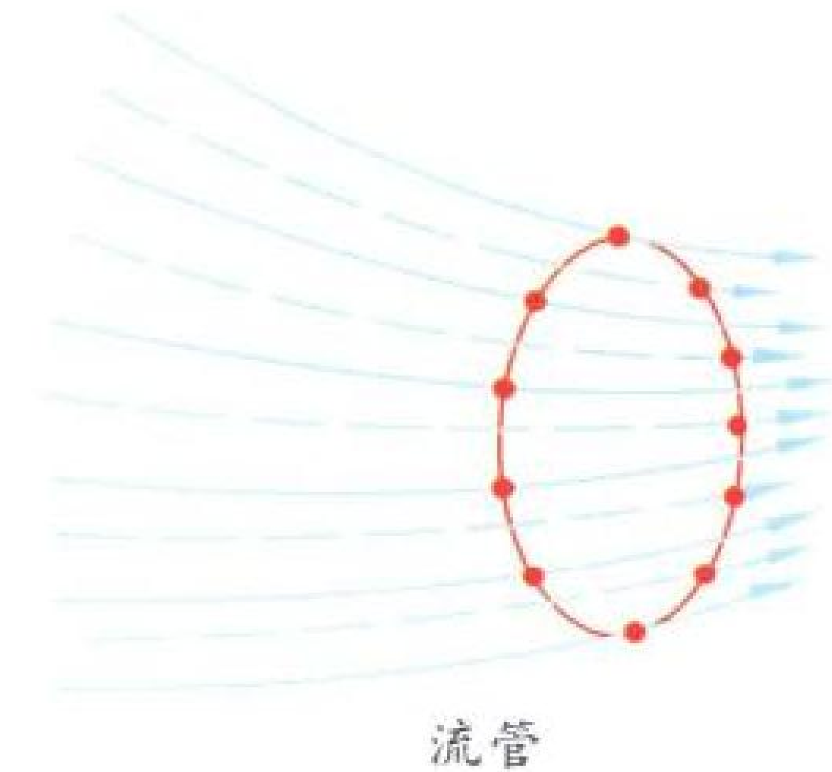
添加剂法是在流体中人工地加入某些物质，通过对加入物质的踪迹的观察得到流体运动的图像，这类方法有：油流法、丝线法、烟流法、升华法、液晶法、染色线法、气泡流法、激光诱发荧光法、蒸汽屏法等。光学显示法常用在有密度变化的高速流场中，具有不干扰流场的优点。通过流场的光线因流场密度的变化会产生位置差、方向差和光程差，从而发生偏转，进而反映流场特性。光学显示方法有：纹影法、阴影法和干涉法等。前两者是基于光的折射效应，后者则是基于光的干涉原理。能量法是在流体中外加能量，使能量增大的流体单元像示踪粒子那样运动，再利用光学手段显示流动图像。例如，用于低速气体流动的火花、热斑、辉光放电法和化学发光法等。

当代流动显示技术主要向反应瞬时的非定常流动现象、时空高分辨率和流动参数的精确量化及描绘复杂空间流动特性的方向发展。多种显示方法的综合使用及显示技术与计算机图像处理相结合，对显示结果进行“深加工”，可获得更丰富和清晰的图形及流动特性。目前发展中的流动显示方法有粒子图像测速(PIV)、激光诱发荧光(LIF)等。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

liuguan

流管　stream tube　在流场中通过一封闭曲线上各点的所有流线形成的管，且每一条流线与该封闭曲线只有一个交点(见图)。在给定的某一瞬时，流管中的流体就好像在一个固体管中流动一样，因为流线上的流体质点总是沿着流线的方向流动，它是不会穿过由流线形成的管壁的。在定常情况下，流管不随时间而变；在非定常流情况下流管随时间而变。在许多比较简单的问题里，特别是在管道流动问题中，可以把充满了运动流体的整个空间看作一个流管。

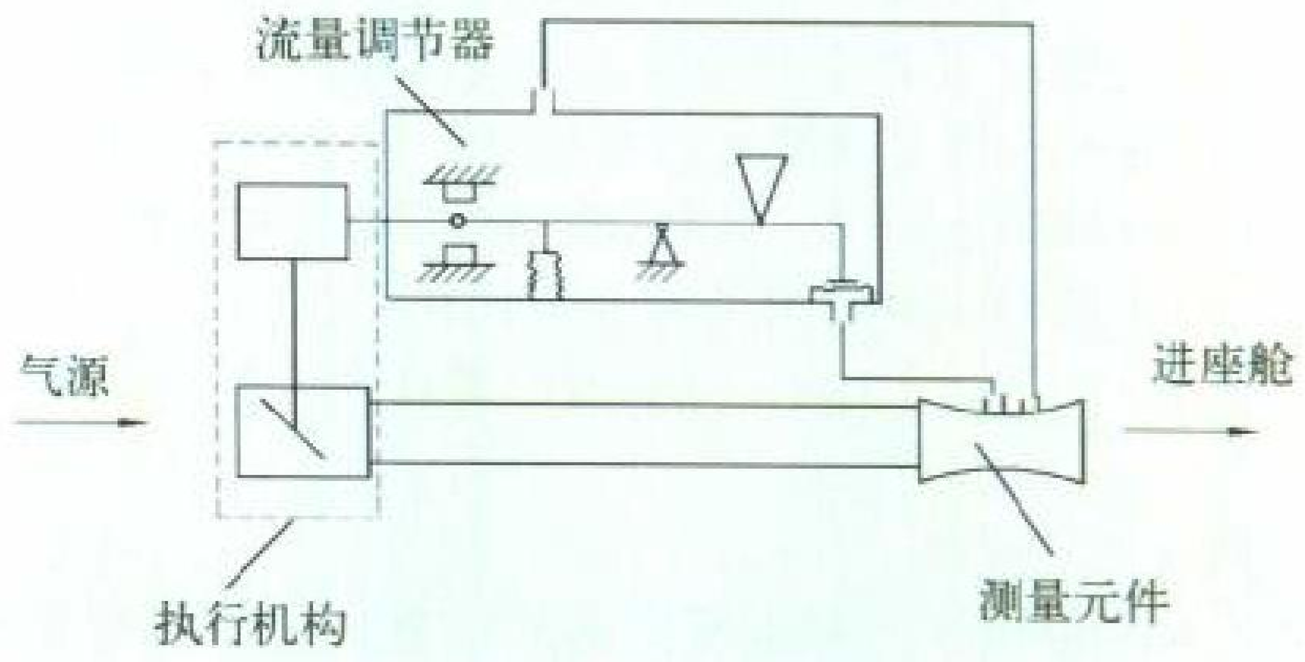


流管

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

liuliang tiaojieqi

流量调节器　flow regulator　又称供气量调节器。在不同飞行状态下，使飞机空气调节系统的供气量保持在一定范围内或按给定规律变化的装置。供气量的变化范围及变化速度过大，将引起座舱压力波动，致使乘员产生不舒适感；发动机引气量过大，将会影响飞机的飞行性能和经济性，故常采用流量调节器。流量调节器一般多由控制机构、执行机构和测量元件组成。也有的将这3部分组成一个流量调节系统。最简单的流量调节器由绝对压力调节器、文氏管及安全活门组成。工作原理见图。装在座舱入口管道上的测量元件测得的压力信号通过两个通道通入流量调节器后经过运算和放大再转变为力矩作用，并与给定的力矩值进行比较。当其偏差值超出给定的不调节区时，调节器就输出恒定的电压信号，



流量调节器原理图

经功率放大后控制执行机构活门的开度，从而达到控制流量的目的。　（撰写：任美英　审订：袁修干）

liupu

流谱　flow pattern　某一给定瞬时流场中许多染色线或流线的集合构成的流动图像。通过流谱可以看出该给定瞬间流体流动的全貌。在定常流情况下，流谱不随时间而变。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

liuxian

流线　stream line　流场中的一族假想曲线，它在任何一点的切线方向就是在同一瞬时当地速度向量的方向。

在定常流情况下，流线的形状不随时间而变；在非定常情况下，则随时间而变。流线是为了研究流体的运动而引进的一个概念。　（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

ludi jichang

陆地机场　airfield　陆地上设有一定设施供飞机(含直升机)起飞着陆的规定场地。即一般所谓的机场，包括固定翼飞机机场与直升机场。陆地机场也包括建在冰面上和盐湖上的机场。　（撰写：王立群　审订：马建新）

lujun hangkongbing

陆军航空兵　army aviation　以军用直升机为基本装备、具有空中突击、空中机动和空中保障能力，主要遂行以航空火力支援地面作战、机降作战和空中战斗勤务保障任务的陆军兵种。

陆军航空兵的直升机大致可分为三类：一是用以专门执行攻击任务的武装直升机；二是执行空中运输任务的运输直升机；三是遂行侦察、校射、通信联络、指挥控制、巡逻警



陆军航空兵

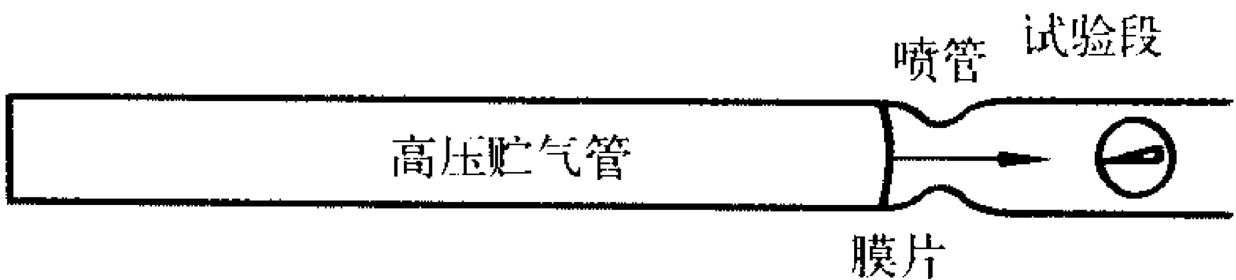
戒、布雷扫雷、电子对抗、战场救护、紧急救援和教练等多种任务的战斗勤务直升机。

现代陆军航空兵的发展是与直升机在军事上的应用紧密相连的。从战斗使命、参战规模和所起作用来看，直升机在军事上的应用大致可分为20世纪50～60年代初的初期使用阶段；60年代中至70年代初的空中机动和火力支援发展阶段；70年代中至90年代初的反坦克及反潜(舰)作战为主的发展阶段；90年代中以来的包括空中格斗、对地攻击、快速机动和多种战斗勤务在内的全面发展阶段。随着直升机技术的发展和在现代战争中展现的重要地位与作用，各国的陆军航空兵不仅确立了其独立兵种的地位，且在部队规模上不断发展壮大。我国的陆军航空兵已于80年代中期建立，已成为我军年轻而有发展前景的陆军兵种。陆军航空兵的出现是陆军现代化的重要标志之一，大大加强了陆军作战能力，改变了陆军作战的模式，在现代战争中将发挥更重要的作用。

(撰写：温清澄　审订：朱宝鎏)

ludeweixiguan

路德维希管　Ludwieg tube　又称管风洞。一种能在短时间内产生较高雷诺数定常气流的试验设备(见图)。由德国路德



路德维希管简图

维希发明，因此得名。它由一细长的高压贮气管、快速阀(膜片)、喷管、试验段等部分组成，可以把气体排入大气或排入真空箱。与一般跨超声速风洞不同，路德维希管在试验段上游不设稳定段和调压阀，而代之以很长的高压贮气管，试验前贮气管充满高压空气，试验时将快速阀迅速打开，高压气体流向喷管，在试验段获得一段时间的稳定气流。在快速阀打开时，有一膨胀波系向高压贮气管上游推进，至端部反射而返回喷管处，这一段时间是气流稳定运转的时间。改变喷管喉部尺寸和压比可以获得不同马赫数的亚、跨、超声速流动。提高贮气管气体的压力可以获得高雷诺数。路德维希管的主要优点是结构简单、所需功率小；主要缺点是工作时间短(几秒)。　(撰写：范洁川　审订：吕志咏)

lükeji chengyuan jiusheng

旅客机乘员救生　passenger and crew escape　乘员(旅客、机组人员、服务员)从失事旅客机中救生。旅客机事故大部发生在起飞、着陆阶段，且空中失事救生希望较小，故目前主要配备陆上或水上使用的救生设备。空中应急时，应寻找最近机场迫降，组织乘员应急撤离。救生设备主要有：抗坠毁座椅、应急撤离设备、应急氧气设备、灭火及防烟毒设备、救生物品。飞机抗坠毁座椅能在一定程度上保证乘员在飞机坠落或粗暴着陆时的生命安全。应急撤离设备保证飞机迫降后乘员迅速撤离。应急氧气设备包括氧源、输氧管、贮氧袋、供氧面罩，供乘员在机舱内突然减压缺氧、烟雾、毒气等情况下呼吸使用。旅客机发生事故常伴有水灾、烟雾和毒气。防火措施是座椅座垫、靠背、安全带、机舱内壁、天棚内侧镶板等用阻燃性材料制成。使用舱内各种灭火器灭火。使用防烟头罩、应急氧气设备等防烟雾和毒气伤害。目前研制的综合呼吸装置将对所有的偶然事故，如座舱减压、缺氧、火灾、烟雾、毒气、吸入热气等都提供充分有效的防护。旅客机应急救生设备正处于日益发展和完善中，不仅针对有生存希望事故设计各种应急救生设备和制定应急程序，且对目前所谓无生存希望事故也在积极探索救生的可能性。

(撰写：高闻天　审订：袁修干)

lüke zhishengji

旅客直升机　passenger helicopter　见运输直升机。

lüdaishi qiluojia

履带式起落架　track landing gear　在车架上装着支持滚轮和环状履带，用以代替常规机轮的起落架。由于其接触面积大，接触压力低(10～35 MPa)，故能在松软、未经铺设的跑道上使用。目前这种起落架尚存在一些问题，如侧风着陆时，履带有从滚轮上滑下的危险；起飞滑跑时滚动阻力大，刹车时会引起履带与滚轮之间的粘接，并传给结构以超量载荷；收放困难和起落架重量大等。

(撰写：杨国柱　审订：赵秀丽)

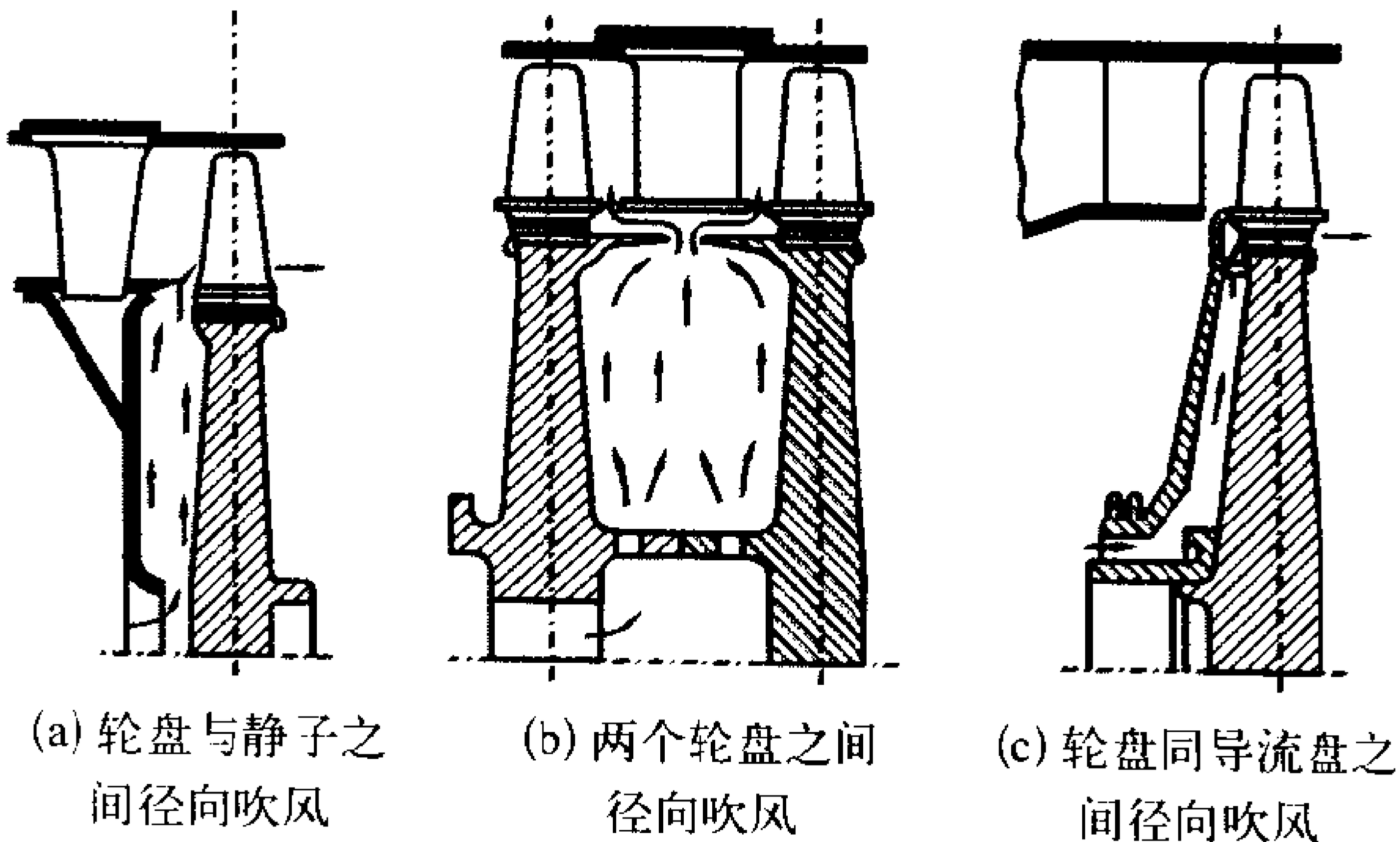
lungu

轮毂　wheel hub, wheel boss　组成机轮的圆形主要承力构件。轮毂外缘上装置轮胎，内部可装刹车机构。它通过轴承安装在起落架轮轴上。轮毂可按结构形式分为卡轮式和对开式。前者由卡环把活动轮缘与轮毂本体连在一起；后者由螺栓将左半侧轮毂和右半侧轮毂合成整体。20世纪50年代以前轮毂多用镁合金铸造而成，后来用耐腐蚀的高强度铝锻造，也有的用耐高温钛合金和碳纤维复合材料制造。

(撰写：杨国柱　审订：赵秀丽)

lunpan jingxiang chuifeng lengque

轮盘径向吹风冷却　radial sidewind disk cooling　冷却空气在涡轮盘两侧的空腔内，由于进出口压差或轮盘旋转泵效应的作用，呈离心或向心的径向涡旋流动，并对轮盘相应侧表面进行的对流冷却。它是结构最简单和最通用的涡轮盘冷却方法。按流动和结构不同，它可以分为轮盘与静子之间的径向吹风、两个轮盘之间径向吹风和轮盘同导流盘之间腔道的径向吹风等方式(见图)。



(a) 轮盘与静子之间径向吹风　(b) 两个轮盘之间径向吹风　(c) 轮盘同导流盘之间径向吹风

轮盘径向吹风方式

(撰写：杨燕生　审订：陈　光)

lunpan polie shiyan

轮盘破裂试验　disc burst test　在模拟转子叶片的惯性力情况下，在试验器上测定轮盘破裂转速的试验。用以确定所设计的轮盘强度是否足够。轮盘的设计破裂转速不得低于最大

允许稳态转速的122%。通常，试验器置于地坑中或围以足够厚的保护罩，以避免试验中轮盘破裂时的碎块对设备、人员造成损伤。对于涡轮盘试验器还需加温装置，以模拟发动机工作时涡轮轮盘的温度及温度分布。（撰写：陈光 审订：刘大响）

lunpan zhendong

轮盘振动 disk vibration 航空燃气涡轮发动机的轮盘在气动力和（或）机械力作用下产生的振动。通常轮盘沿轴向的刚性最弱，因而最容易发生轴向弯曲振动。轮盘振动形式主要分为节圆振动（亦称伞形振动）、节径振动（亦称扇形振动）和节圆-节径复合振动三种类型。在同一半径的圆环上各质点具有相同的振幅为节圆振动；振动节线（即节径）是径向的称节径振动。（撰写：李其汉 审订：陈大光）

luntai chongqi yali

轮胎充气压力 tire inflation pressure 又称轮胎工作压力或轮胎额定充气压力。飞机总体设计时选择轮胎的重要参数之一，也是轮胎设计和机轮设计的主要参数之一。它受跑道的承载能力（漂浮性或通过性）的限制，对起落装置的减震性能有影响。按充气压力大小，轮胎分为低压、高压和超高压几类。20世纪40年代充气压力为0.25～0.40 MPa，70年代为0.80～1.00 MPa，80年代至今已达到1.1～1.6 MPa。舰载飞机充气压力甚至达到3.3 MPa。充气压力大的轮胎，其体积较小，临界速度高，能适应较高的起飞和着陆速度要求，但也提高了对跑道承载能力的要求，轮胎易磨损而寿命短，因此目前趋向于轮胎充气压力控制在1.0 MPa左右。

（撰写：库玉鳌 审订：杨燕生）

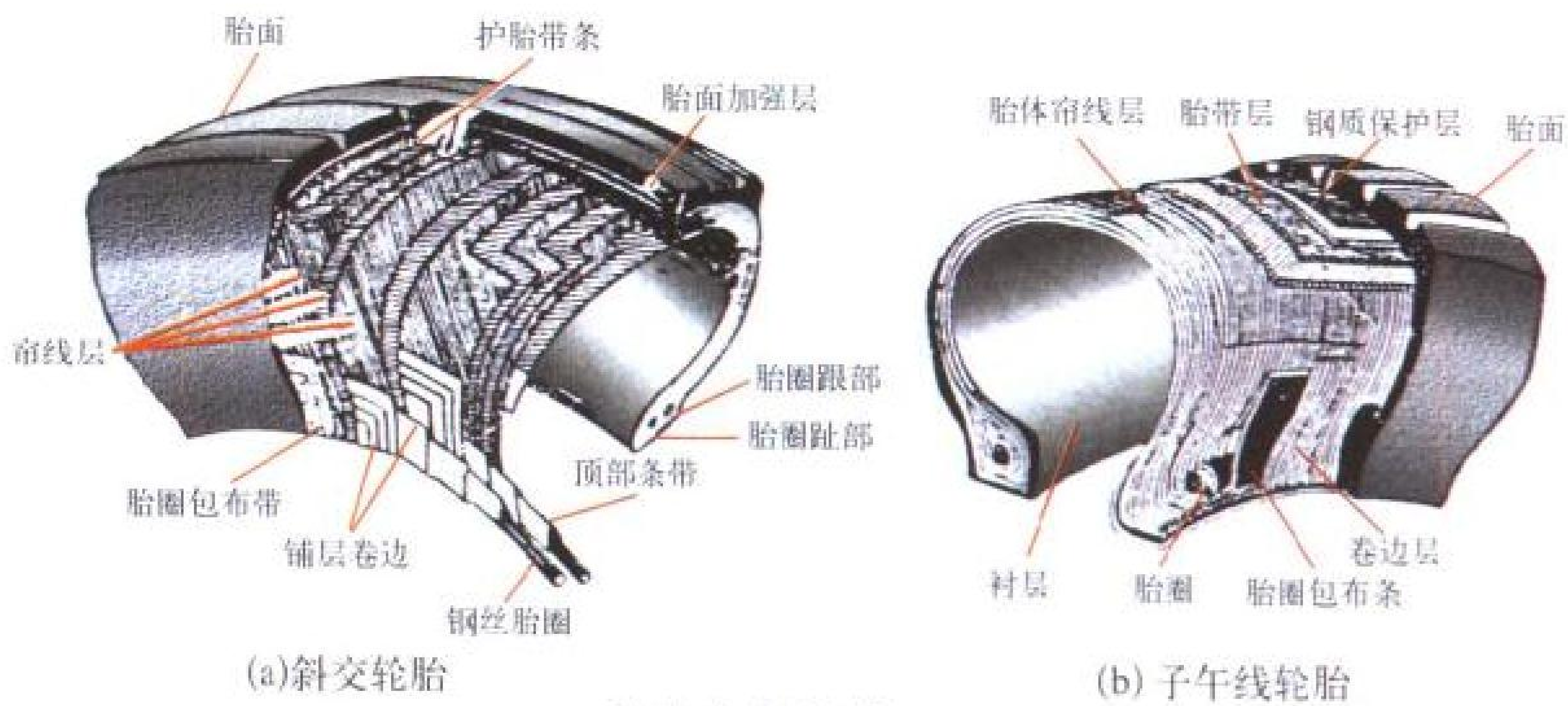
luntai dimian jiehe xishu

轮胎—地面结合系数 ground-tyre friction coefficient 简称结合系数或地面摩擦系数。当飞机机轮在地面滚动时，轮胎胎面与跑道接触面之间产生的瞬时切向阻力与该接触面上所受的法向载荷的比值，通常用μ表示。它表征维持机轮在地面上滚动所需的阻力的大小，是研究飞机地面刹车减速率、刹车效率、着陆滑跑距离、刹车力矩、刹车压力的重要参数之一。实验证明，结合系数数值随滑跑速度、充气压力、轮胎磨损等的增加而减小；数值的大小还与轮胎花纹及跑道的实际状况紧密相关，结合系数常因跑道上有水、冰、雪、橡胶等污染而减小；粗糙跑道或合理开槽的跑道可使结合系数增大。此外，结合系数还和机轮的滑动率有关，滑动率在10%～30%范围内，其值最大。在干水泥跑道上，机轮运动速度接近于零时，结合系数一般为0.6～0.8；机轮在运动速度范围内时，其值在0.2～0.8之间变动。提高结合系数是提高刹车效率、缩短滑跑距离的关键之一。

（撰写：张燮年 审订：杨燕生）

luntai eding cengji

轮胎额定层级 tire ply rating 又称轮胎额定层数。轮胎在规定的使用条件下，能承受最大负荷的特定强度标志。是轮胎设计中的主要参数之一。它不一定代表帘布层的实际层数，在轮胎充气压力一定的情况下，层级（或层数）直接决定着轮胎最大负荷。随帘布层在轮胎结构骨架中排列方式不同而把轮胎分为斜交轮胎和子午线轮胎两种（见图）。子午线轮胎具有重量轻、寿命较长、散热好、滚动阻力小等优点；缺点是刚性差，转弯迟缓。（撰写：库玉鳌 审订：杨燕生）



(a)斜交轮胎 (b)子午线轮胎

轮胎基本形式

luntai eding xiachenlü

轮胎额定下沉率 tire deflection rating 轮胎在飞机正常起飞重量状态时，停机载荷作用下的下沉量与轮胎的全压缩下沉量之比。一般用百分数表示。它是飞机设计，特别是轮胎设计的一个重要参数。不同类型轮胎的额定下沉率见表。使用中如下沉率超出其额定值范围，则轮胎寿命缩短。

轮胎额定下沉率

轮胎名称	类 型	规定值(%)
低压轮胎	Ⅱ	35^{+3}_{-4}
超高压轮胎	Ⅶ	32^{+3}_{-4}
超高压低断面轮胎	Ⅷ	32^{+3}_{-4}

（撰写：库玉鳌 审订：杨燕生）

luntai linjie sudu

轮胎临界速度 tire critical speed 轮胎在飞机滑行时所能承受的最大速度。在轮胎高速转动时，由于存在着轮胎内应力、充气压力、地面支承力、转动离心力、地面摩擦阻力（刹车时尤其严重）的作用而产生变形。变形和弹滞的共同作用，轮胎不能均衡地传力，而产生局部力的停滞现象，致使轮胎外廓出现特有的波浪形态，即称之为"驻波"。此时，轮胎温度迅速上升，滚动阻力急剧变大，轮胎将在很短时间内发生破坏。这时的转速被称为轮胎临界速度。为避免它的出现，除要保证使用速度小于轮胎额定速度的规定之外，还要改进轮胎结构型式，提高轮胎材料性能。

（撰写：库玉鳌 审订：杨燕生）

luntai shuihua

轮胎水滑 tire hydroplaning 又称轮胎滑水或水层滑行。飞机在有积水和融雪等污染物的跑道上滑跑时，轮胎与地面间的结合系数急剧减小，刹车效率明显降低而导致滑跑失控、轮胎损坏的现象。轮胎水滑过程很复杂，常分为三种：动力水滑、粘性水滑和橡胶还原水滑。一般对积水跑道上出现的动力水滑研究较多。水层在轮胎与跑道之间因存在粘滞效应而形成流体动力压力，使轮胎浮在水层之上或局部离地；当水深超过轮胎花纹深度（一般为1 cm）时，就有可能出现动力水滑现象。此外，轮胎的充气压力、花纹形状和深度也对水滑有所影响。解决轮胎水滑的办法是：(1)改进轮胎胎

面花纹等设计；(2) 将跑道表面磨毛或开槽；(3) 采用先进的防滑刹车系统等。（撰写：库玉萲 审订：杨燕生）

luocha jiqi xiuzheng

罗差及其修正 compass deviation and its correction 罗差是罗盘感受到的子午线与地磁子午线间的夹角，是机载磁罗盘受飞机磁场影响偏离当地地磁子午线所产生的指示误差。罗盘子午线在磁子午线东边时罗差为正，反之为负。罗差有4种，表现的性质不同，其修正的方法亦不同。(1) 圆周罗差：不随磁航向角变化，是常值。它是由飞机磁场影响造成的。在飞机上安装磁罗盘时，若未能保证磁罗盘安装线与飞机纵轴平行，其安装误差也具有圆周罗差的性质。修正的方法就是调整罗盘的安装线，调整的角度和圆周罗差大小相等，方向相反。(2) 半圆罗差：随磁航向角按正弦函数规律变化的罗差。它是由飞机上硬磁材料零件本身的剩磁以及它们在飞机上安装使用过程中被电气设备、地磁和机上其他磁场磁化所形成的一个方向固定的永久磁场所造成的。其修正的方法是采用罗差修正器，利用两对相互垂直的小磁针，转动它们之间的角度，便可调节两个磁场分量和合成磁场的方向及大小，直至罗盘产生的误差（罗差）完全消除为止。(3) 象限罗差：按二倍磁航向角的正弦函数规律变化的罗差。它是由飞机上软磁材料零件被电气设备、地磁和其他磁场磁化后所形成的一个随航向角有规律变化的磁场所造成的。(4) 高阶罗差：按高于二倍航向角的正弦函数规律变化的罗差。实际上象限罗差与高阶罗差均较小，无需单独予以修正。

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

luopan yu hangxiang yibiao

罗盘与航向仪表 compass and heading instrument 指示飞机纵轴在水平面上的投影与相应方向基线间航向角仪表的总称。目前，飞机上用于指示航向角的仪表有磁罗盘，远读罗盘、陀螺磁罗盘（这3种仪表均指示磁航向角，经磁差修正后为真航向）、陀螺半罗盘（又称航向陀螺仪、也有远读陀螺半罗盘，它的方向基线可调，可指示真航向）、天文罗盘（指示真航向）、无线电罗盘（指示电台航向）。组合式航向系统由陀螺磁罗盘和天文罗盘组合而成，指示真航向为主，在指示器中还加上无线电罗盘，还可以指示电台航向与电台方位角。参见*真航向/磁航向/罗航向*。

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

luoji fenxi juece

逻辑分析决策 logical analysis decision 用逻辑分析决策图确定重要功能产品（或重要结构项目）所需要的预防性维修工作的过程。它是以可靠性为中心的维修分析的核心，采用二元逻辑分析，按重要功能产品故障的模式、后果与原因，通过对决策图上的一系列问题的“是”或“否”的回答，确定该产品需作的预防性维修工作。在回答决策图上的问题时，需有产品的构造、故障、费用等方面的信息。对重要功能产品与重要结构项目，它分别采用不同的决策图。对重要功能产品的决策输出是预防性维修工作类型或修改设计，不含维修间隔期。对重要结构项目的决策输出是检查要求、包括检查等级和检查间隔期。由于飞机上的重要功能产品与重要结构项目众多，故逻辑分析决策工作量是相当大的。现在已开发出了逻辑分析决策计算机软件，可大大减轻工作量。

（撰写：王立群 审订：耿荣生）

luoxuanjiang

螺旋桨 propeller 把航空发动机（活塞式或燃气涡轮式）的轴功率转化为航空器拉力或推进力的叶片推进装置。

在第二次世界大战以前，螺旋桨是飞机惟一的推进装置。在马赫数0.6以下的低速飞机上至今仍普遍采用螺旋桨推进。从发展趋势看，一种新型的高速螺旋桨（桨扇）可望用于高亚声速飞机上。

螺旋桨主要由桨叶、桨毂、变距机构以及其他附件组成。

桨叶的外形像一扭转较大的机翼。在轻型飞机上一般采用双叶桨，中型飞机上采用3或4叶桨。重型飞机上有的采用双排转向相反的同轴螺旋桨，其桨叶总数可达8叶。为了进一步提高效率、降低噪声，有的中型飞机上叶片也增加到6叶。螺旋桨的气动及声学性能优劣主要取决于桨叶的气动力设计（图1）。随着翼型理论的发展，螺旋桨理论也不断完

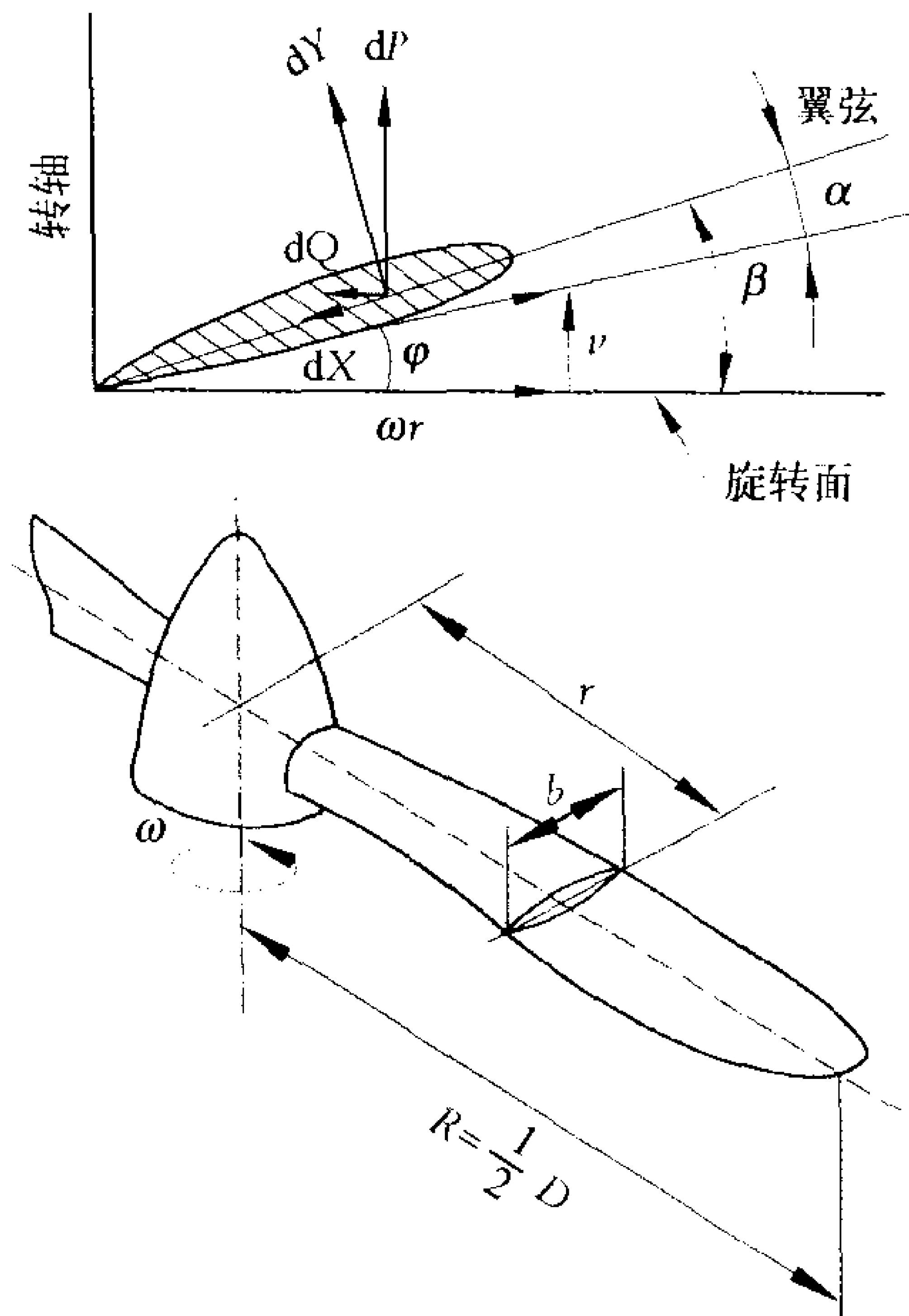


图1 桨叶上相对气流和气动力矢量

善。层流翼型和超临界翼型的应用，使螺旋桨的巡航效率大为提高（M 数达到0.86左右），起飞爬升性能也获得很大改进。早期的桨叶用硬木制成，后来改用钢或铝合金桨叶，以

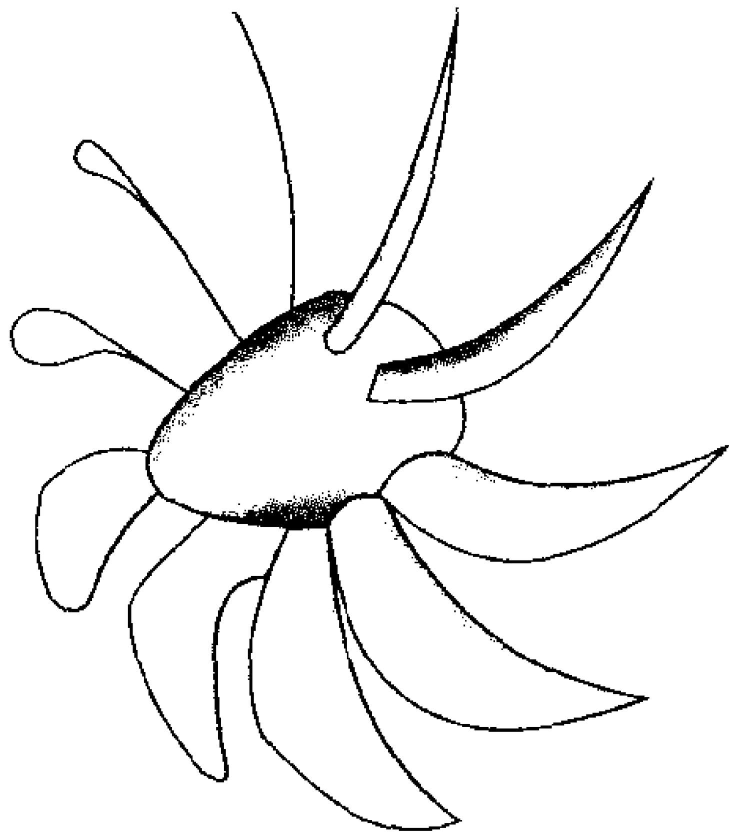


图2 桨扇的外形

后又制成了钢薄壳桨叶，使重量大为减轻，近代又广泛改用复合材料桨叶，使其重量减轻，性能也大有提高。

桨毂为支承桨叶和传递发动机功率的部件。作为主要的受力件，一般都用锻钢或复合材料制成。

早期螺旋桨的桨叶角都是固定不变的（称为定距桨）。飞

行状态一变，不仅螺旋桨效率下降，还影响发动机的功率输出。为克服这一缺点，20 世纪 20 年代中期出现了恒速变距桨。由驾驶员置定发动机转速，桨叶角会随飞行状态的变化而自动调整以维持恒速。变距桨的问世，是螺旋桨技术发展中的重要里程碑。

在近代多发螺旋桨飞机上为了改善客舱的舒适性，普遍采用转速同步调节器。一方面调节各桨转速相同并恒定，以消除恼人的拍音，同时把各桨叶的相位角锁定在某一有利值下，利用声波相位消减原理降低噪声，可达 3～5 dB。

从 20 世纪 70 年代中期起，国外发展出了一种适于高亚声速飞行的新型螺旋桨——桨扇（参见桨扇飞机）。其构型特点为短直径、宽叶和大扭转（图 2），以减轻空气压缩性的不利影响。估计可比高涵道比涡扇发动机节油 30% 以上。噪声性能也和涡轮风扇发动机相差不多。

（撰写：顾高墀　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

luoxuanjiang fangbing

螺旋桨防冰　propeller anti-icing　飞机在结冰气象条件下飞行时，保证螺旋桨需防护部位不结冰，或允许间断地结少量冰层而不影响飞行安全的防护措施。有用防冰液（如酒精）防冰和电热除冰等措施。过去常用酒精防冰系统，目前多用电热周期除冰系统。（撰写：韩凤华　审订：袁修干）

luoxuanjiang feiji

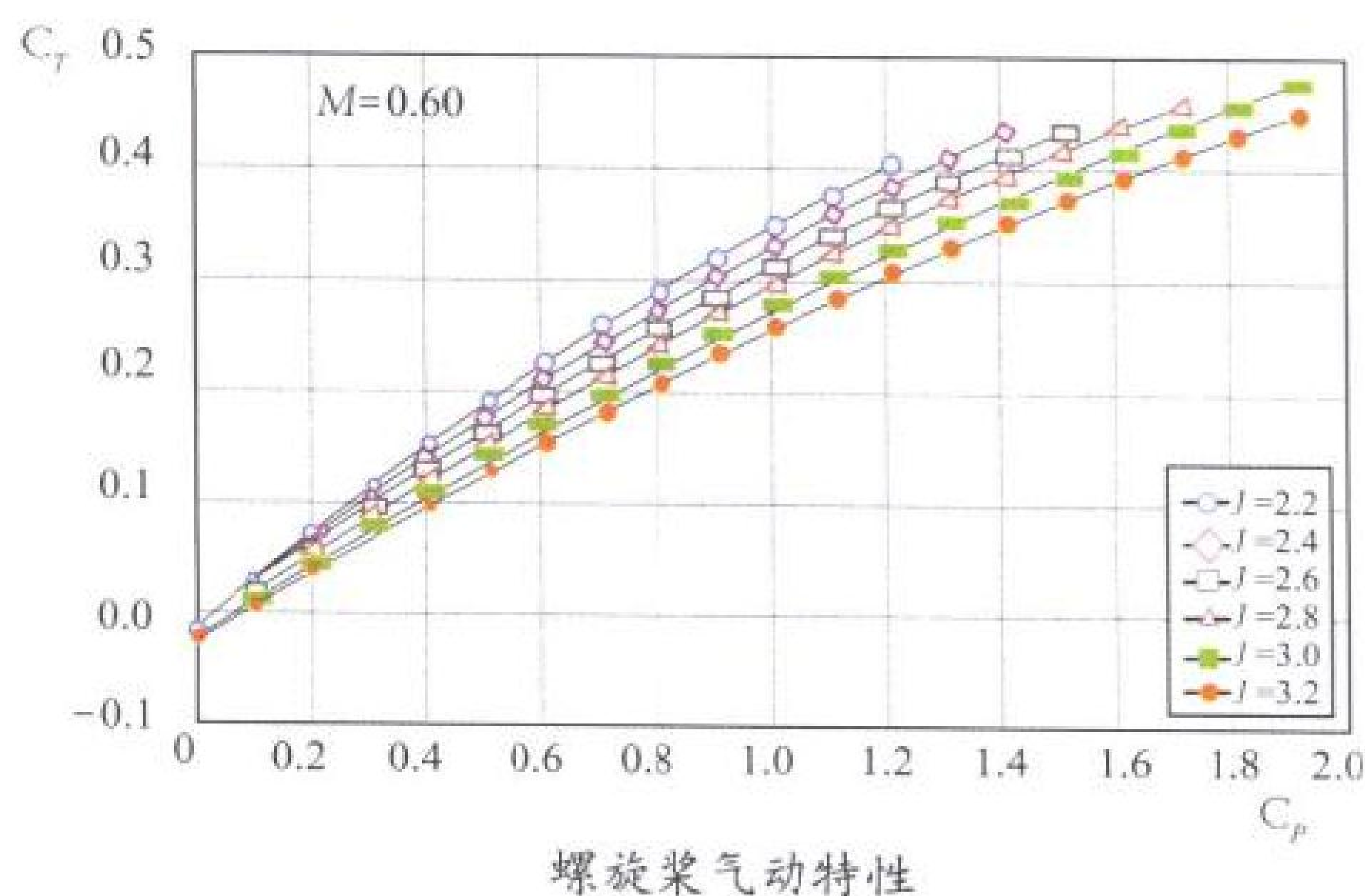
螺旋桨飞机　propeller aircraft　用空气螺旋桨作推进器的飞机的统称。（撰写：赵群力　审订：任源博）

luoxuanjiang kongzhi xitong

螺旋桨控制系统　propeller control system　螺旋桨及其控制装置的总称。螺旋桨是控制对象，被控参数一般是螺旋桨转速和桨叶安装角。控制装置包括螺旋桨调速器、螺旋桨转速同步器、功率限制器、螺旋桨限速器和桨叶安装角控制器等。（撰写：胥彬桃　审订：陈　光）

luoxuanjiang qidong texing

螺旋桨气动特性　propeller characteristics　一定飞行马赫数条件下，螺旋桨拉力系数、功率系数和进距比间的关系。图示为飞行马赫数为 0.6 时的螺旋桨气动特性。纵坐标为拉力系数（C_T），横坐标为功率系数（C_P），进距比为参变量，用 J 表示。螺旋桨气动特性是螺旋桨气动设计的主要依据。它可以由计算得出，也可以用试验求得。一般采用试验特性。（撰写：陈大光　审订：陈　光）



螺旋桨气动特性

luoxuanjiang shache zhuangzhi

螺旋桨刹车装置　propeller brake　阻止螺旋桨在不工作时转动的装置。发动机停车后，用它缩短螺旋桨惯性旋转时间并防止由于风力引起的自转。飞行中顺桨时防止螺旋桨处于风车状态。它的工作过程是：当发动机正常工作时，利用工作介质（如滑油系统滑油）的压力或利用离心块的离心力使刹车机构处于脱开位置；当顺桨或发动机停车时，滑油压力下降或离心力变小，刹车机构即处于工作位置。

（撰写：章永锋　审订：陈　光）

luoxuanjiang tiaosuqi

螺旋桨调速器　propeller speed governor　在螺旋桨自动控制系统中，利用转速敏感元件感受螺旋桨转速的变化而进行调节，保持转速为设定值的调节装置。当传动螺旋桨的功率或外界条件变化时，感受螺旋桨转速偏差，通过自动改变桨叶安装角的办法改变螺旋桨需用功率，使发动机功率和螺旋桨需用功率达到新的平衡而保持转速恒定。另一种是当手动改变桨叶安装角或外界条件变化引起螺旋桨需用功率改变时，感受螺旋桨转速偏差，通过燃油流量改变燃气发生器输出功率即螺旋桨输入功率，使需用功率和输入功率达到新的平衡而保持转速恒定。

（撰写：胥彬桃　修订：陈大光　审订：陈　光）

luoxuanjiang xiansuqi

螺旋桨限速器　propeller over speed limiter　限制螺旋桨转速不超过最大允许值的装置。动力装置或其各个系统中出现不正常情况时，螺旋桨可能出现危险的飞转。当螺旋桨转速超过限制值时，限速器工作，使桨叶安装角变大，防止螺旋桨超转。（撰写：胥彬桃　审订：陈　光）

luoxuanjiang zhuansu tongbuqi

螺旋桨转速同步器　propeller speed synchronizer　在装有两台或两台以上发动机的飞机上，使各台发动机的螺旋桨转速和桨叶相位同步的装置。转速和相位同步是为了降低机舱内噪声。（撰写：胥彬桃　修订：陈大光　审订：陈　光）

luoxuan motai

螺旋模态　spiral mode　对应于横侧运动特征方程的一个小实根的飞机横侧小扰动运动模态。主要特征是变化缓慢的非周期运动。主要运动变量是偏航角速度和偏航角。在有些情况下，小实根为正，则运动轨迹是半径愈来愈小而偏航角不断增加的螺旋运动。即使出现这样不稳定的运动，由于发散慢，倍幅时间长（有时为上百秒），也易于纠正，故对其模态特性的要求不严格。若航向静稳定性很大而横向静稳定性过小，则可能出现偏航角和滚转角不断增大，轨迹犹如螺旋线的运动。增大飞机的横向静稳定性和减小航向静稳定性，对本模态都是有利的，但这样会损害荷兰滚模态的特性。应当合理选择航向和横向静稳定性，使荷兰滚模态和螺旋模态都具有较好的特性。

（撰写：刘同仁　审订：肖业伦）

luoxuan tianxian

螺旋天线　helical antenna　由绕成螺旋状的导线构成的天线。通常用同轴线馈电，同轴线内导体与螺旋线的一端相连，外导体接到金属反射板上，见图 1。螺旋天线的方向图

和极化状态与螺旋直径 D、螺距 S 对工作波长 λ 的比值有关。当 $D/\lambda < 0.18$ 时，垂直于螺旋轴线的平面上的方向图是一个圆，有最大辐射，这种天线被称为法向模螺旋天线。当 $D/\lambda = 0.25 \sim 0.46$ 时，沿螺旋轴向有最大辐射，且为圆极化波。螺旋右绕产生右旋波，左绕产生左旋波，这种天线称轴向模螺旋天线。把螺旋直径渐增或渐减做成圆锥螺旋天线（见图 2）可以拓宽工作频带。两臂在平面上或锥面上螺旋展开的等角螺旋天线，见图 3，其结构外形用任意比例变换后仍等于原来形状。这种天线的特性几乎不受频率变化的影响，把工作频带展宽到 40∶1 甚至更大，称为频率无关天线。螺旋天线常用于通信、雷达、遥控遥测等设备中。在飞机上可用做飞机与飞机之间或飞机与地面之间的通信天线。

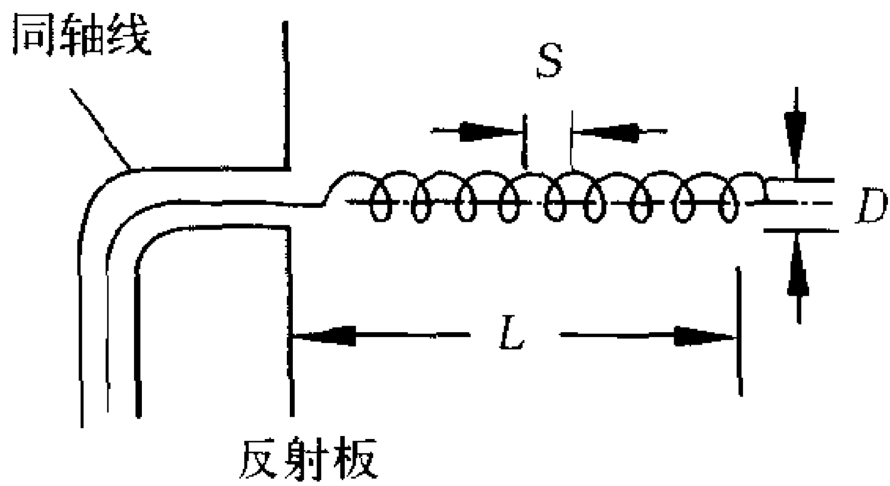


图 1 螺旋天线

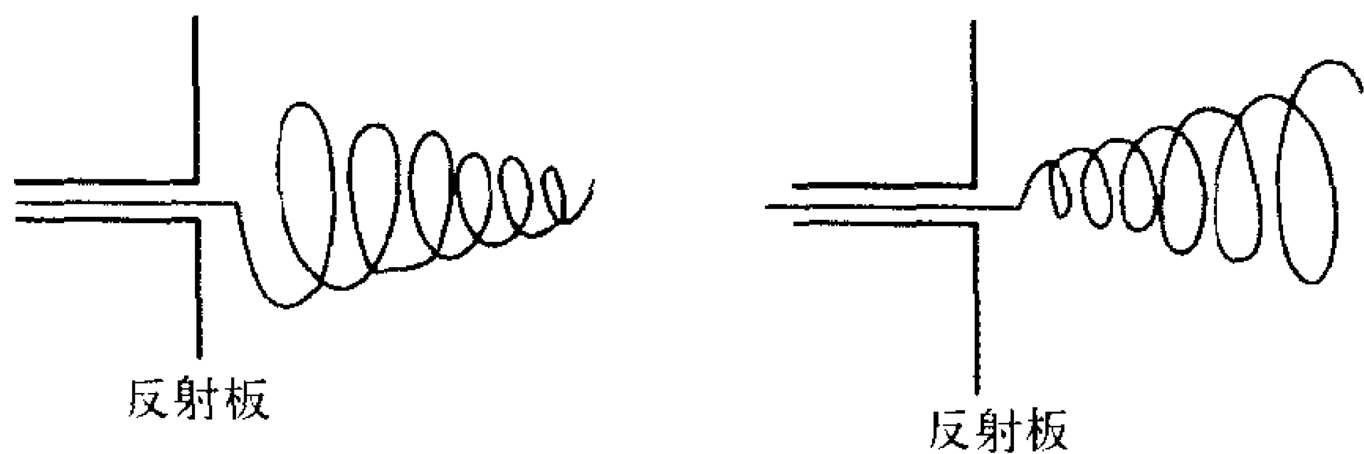


图 2 圆锥螺旋天线

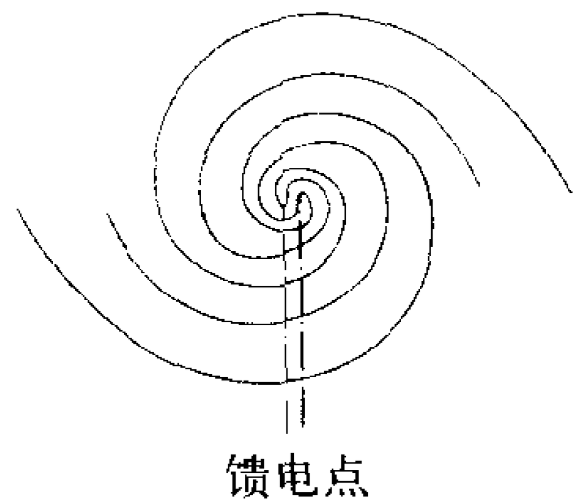


图 3 等角螺旋天线

（撰写：舒永泽 修订：许伟武 审订：吕善伟）

luozhen shiyan

落震试验 drop test 在专门试验设备上模拟飞机着陆条件进行的起落架投放试验。落震试验的目的是验证起落架的缓冲系统（缓冲器和轮胎）吸收着陆功量和功量储备能力。起落架通过设计着陆试验、充填系数容差试验和飞机增重等落震试验后，结构应无有害的永久变形，缓冲系统功能正常；通过储备能量试验后，允许结构有不失去功能的永久变形，缓冲系统功能正常。落震试验中垂直载荷由投放质量、下沉速度和着陆姿态综合确定；机翼升力效应用减少投放质量或气压、液压的仿升装置模拟；机轮滑跑效应由机轮逆航向预转产生；机体的连接刚度通过带刚度模拟器的夹具来实现；机轮着地时滑行的摩擦系数由冲击平台的不同材料和表面粗糙度模拟；侧向撞击由着陆平台的适宜角度模拟。未经耐久性检查的缓冲器结构和密封装置也可由落震试验考核。

（撰写：朱善庆 审订：张躬行）



MCU jixiang

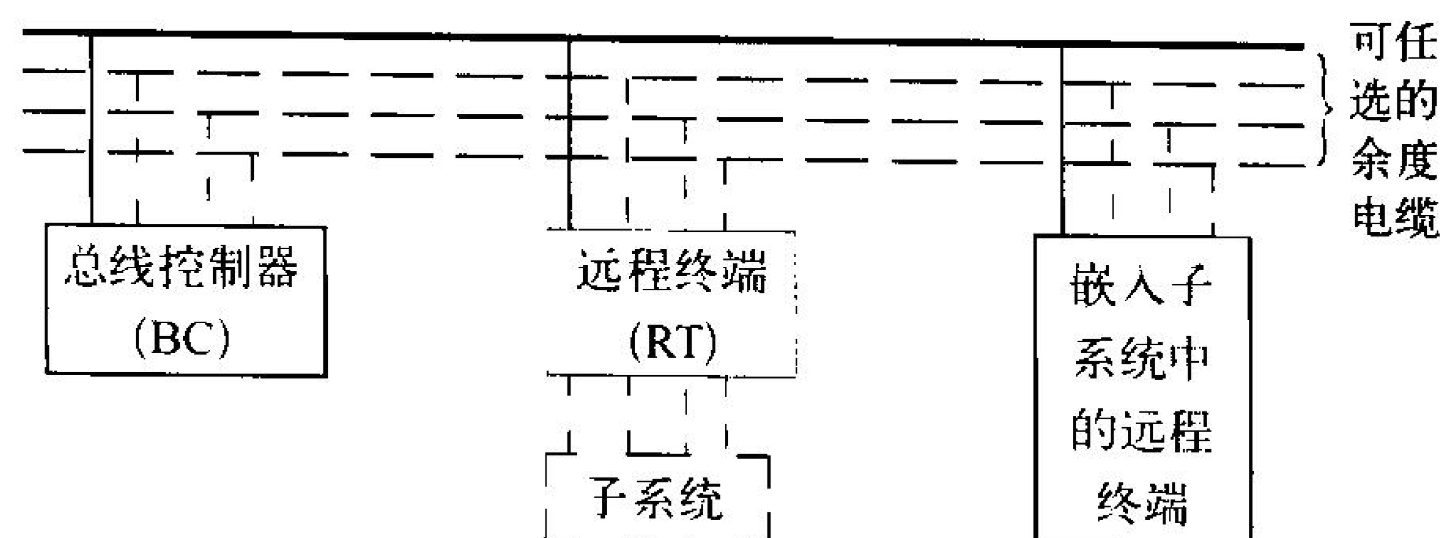
MCU 机箱　modular concept unit (MCU)　美国航空无线电公司(ARINC)的“航空电子工程委员会(AEEC)”于1977年制订的ARINC 600规范《运输机航空电子设备接口》所确定的机箱壳体、机架、冷却空气和连接器的标准机箱。1981年修订为ARINC 600-6规范。MCU机箱采取了模块化概念，作为航空电子外场可更换单元(LRU)尺寸的一种表示方法，既考虑了要适应技术发展的需要，也注意了和行之已久的ATR机箱的结合与过渡，以免在技术、经济、后勤等方面遭受损失。所以，ARINC 600规范的MCU(模块化概念的单元)机箱是补充，而不是取代ARINC 404规范的ATR机箱。ARINC 600对LRU的设计与安装制订了3个阶段的进展性方案。每个阶段的目标都是使机械上、电气上和环境方面的控制得到实质性的提高。目前仅完成了第1阶段的要求并将ARINC 4040的设计命名为阶段0。ARINC 600还规定按照后一个阶段要求所设计的LRU与按照前一阶段要求所设计的LRU之间必须能单向替换。即阶段1的MCU机箱就必须能在ARINC 404的安装架和环境中工作；但并不要求ARINC 404的ATR机箱能在ARINC 600的安装架和环境中工作。这种关系同样也适用以后各阶段的LRU之间。

（撰写：陆润生　审订：金德琨）

MIL-STD-1553B shuju zongxian

MIL-STD-1553B 数据总线　MIL-STD-1553B data bus　由美军标MIL-STD-1553B定义的一种数字式时分制指令/响应型多路传输数据总线。它由嵌入到各个航空电子子系统或计算机化设备中的若干个多路传输总线接口模块(包括总线控制器、远程终端和总线监控器三种终端)和总线传输电缆所组成。1553B数据总线主要特点为：(1)采用线性拓扑结构，各航空电子子系统通过嵌入的多路总线接口模块与总线相连(见图)。(2)采用集中控制型通信协议，系统指定一台总线控制器(BC)承担系统控制，只有当该BC故障时，才由另一台备份总线控制器承担系统控制；系统中最多可带31个远程终端(RT)，也可带若干个总线监控器(BM)。(3)总线系统的操作采用指令响应型的异步操作，总线上信息传输以半双工方式分时进行，系统通信可靠。(4)传输速率为1 Mb/s、总线上传输码型为曼彻斯特Ⅱ型双相电平码。目前联合式航空电子综合系统普遍采用多路传输数据总线技术实现各分系统间的信息交换。多路总线接口模块已实现标准化和小型化，在国内外海陆空三军及航空航天领域中得到了广泛的应用，但因其传输速率较低，故在更高级的航电综合系统中有一定的使用局限性。

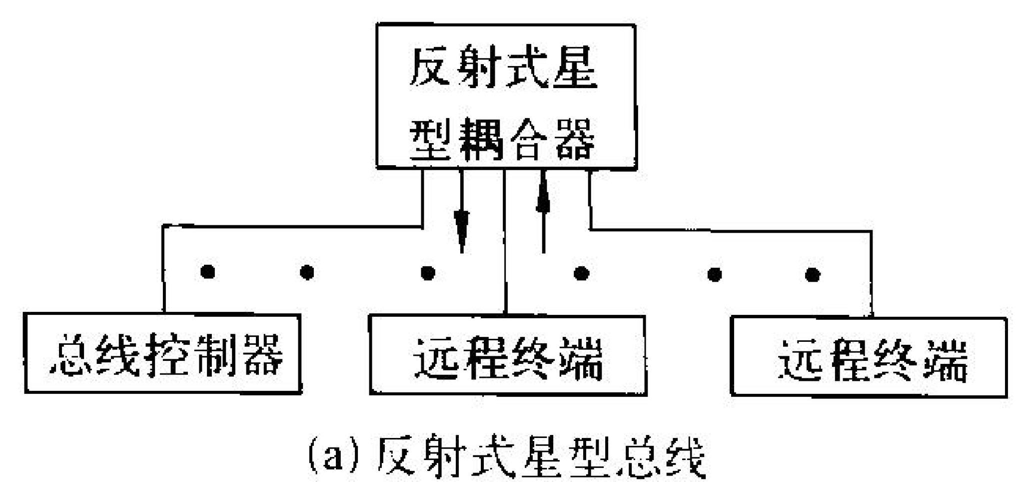
（撰写：黄浩益　审订：陈若玉）



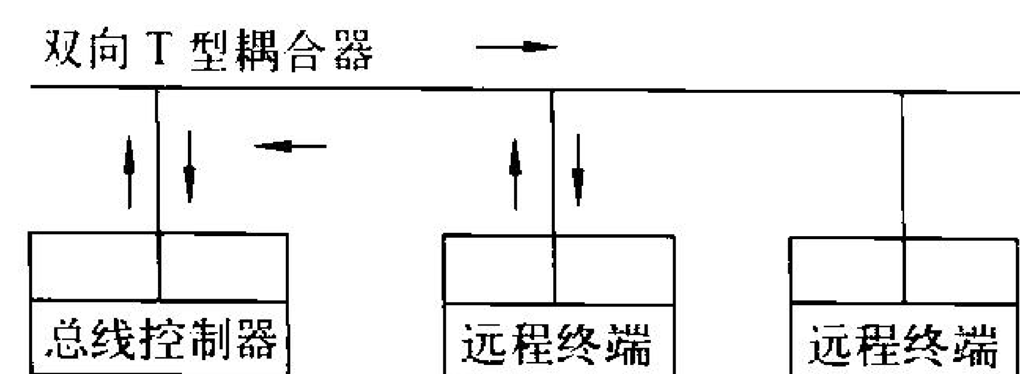
1553B 数据总线拓扑图

MIL-STD-1773 shuju zongxian

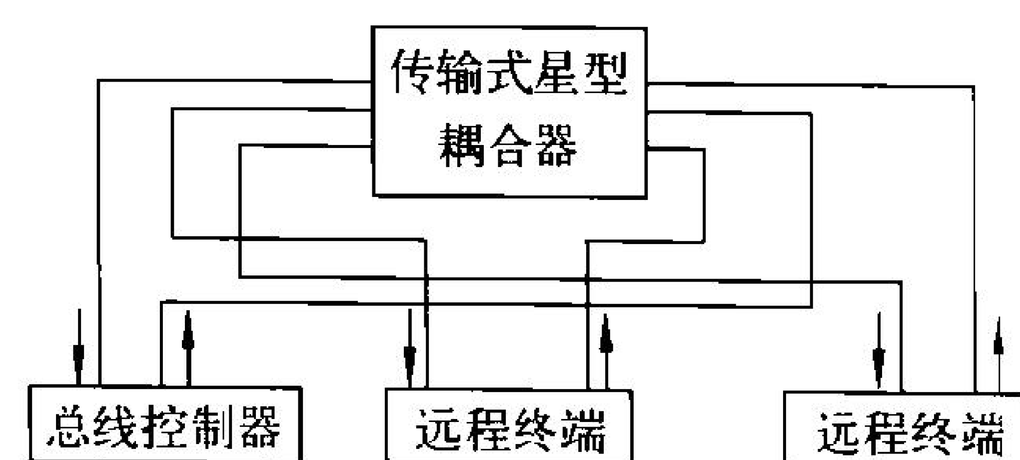
MIL-STD-1773 数据总线　MIL-STD-1773 data bus　由美军标定义的采用光纤为通信介质的一种执行时分制指令响应型通信协议的数据总线。该总线采用1773标准，于1988年5月颁布实施的。该总线与1553 B总线相兼容，兼容的主要内容为：(1)总线上传输速率为1 Mbps；(2)传输码型为曼彻斯特Ⅱ型非归零码(NRZ)；(3)信息传输的惟一控制权归总线控制器所有；(4)采用时分制指令/响应型通信协议，进行异步操作；(5)指令字、数据字、状态字等3种字格式均由20位构成，字中每位物理定义。1773总线由光缆(或光纤)、光纤耦合器(如反射型、传输型和T型)、光纤连接器和拼接头、光纤衰减器、Y型光纤分路器、光纤收/发器等构成光纤总线，它的基本拓扑结构有5种，如图所示。1773总线利用了光纤的部分优点：重量轻、占空间小、抗电磁干扰等，并实现了航空电子系统



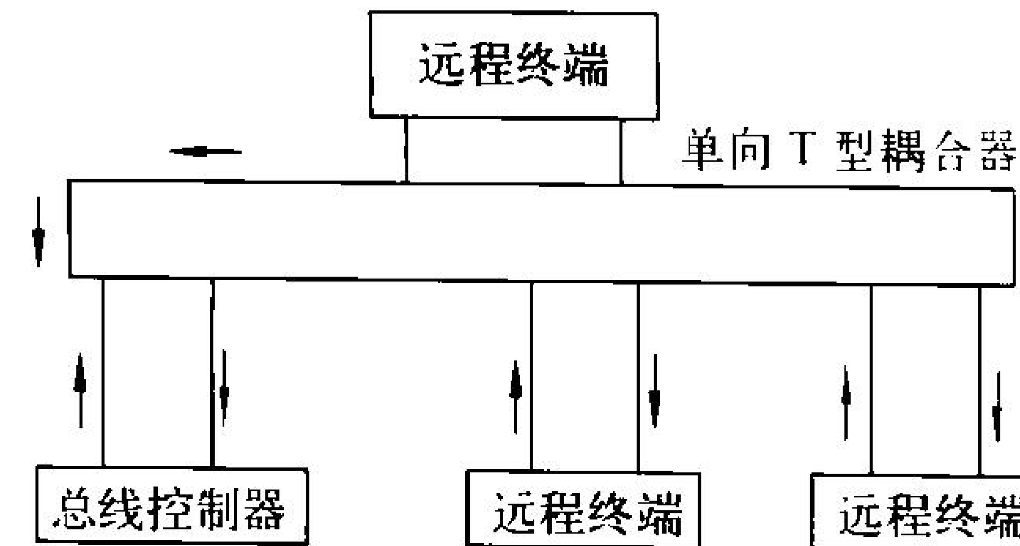
(a) 反射式星型总线



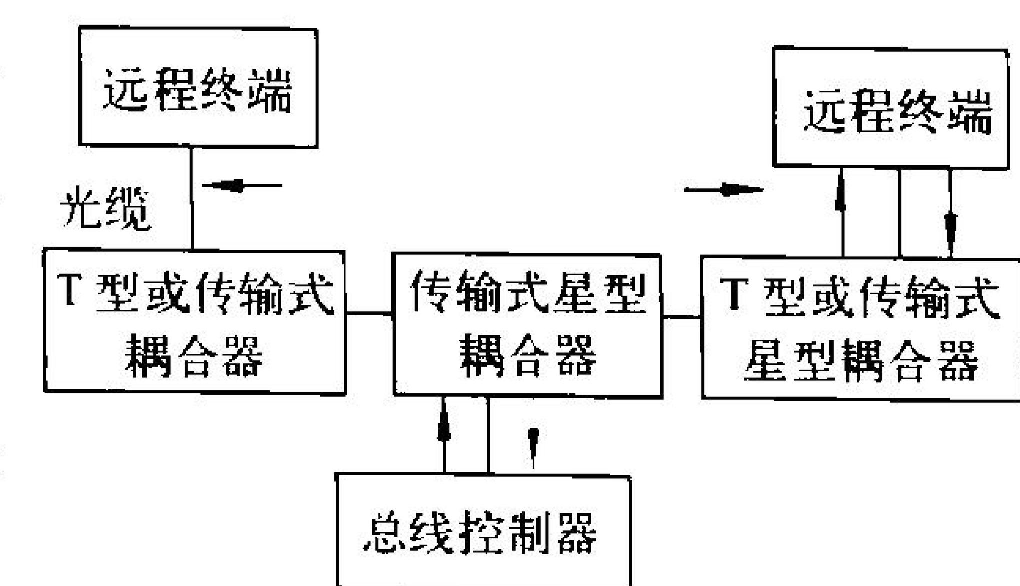
(b) 双向T型总线



(c) 传输式星型总线



(d) 单向T型闭环总线



(e) 混合总线

1773 数据总线拓扑结构

各子系统设备间电气隔离、避免了共地串扰、有效地延长 1553 B 总线的最大通信距离。

（撰写：邱先佩　审订：陈若玉）

mahebo

马赫波　Mach wave　在超声速气流中一个微弱扰源所发出的一系列扰动传播的波阵面。波有两种类型：压缩波，膨胀波。气流经压缩波后，流速减小，密度、压力和温度增高。气流经膨胀波后，流速增大，密度、压力和温度降低。弱压

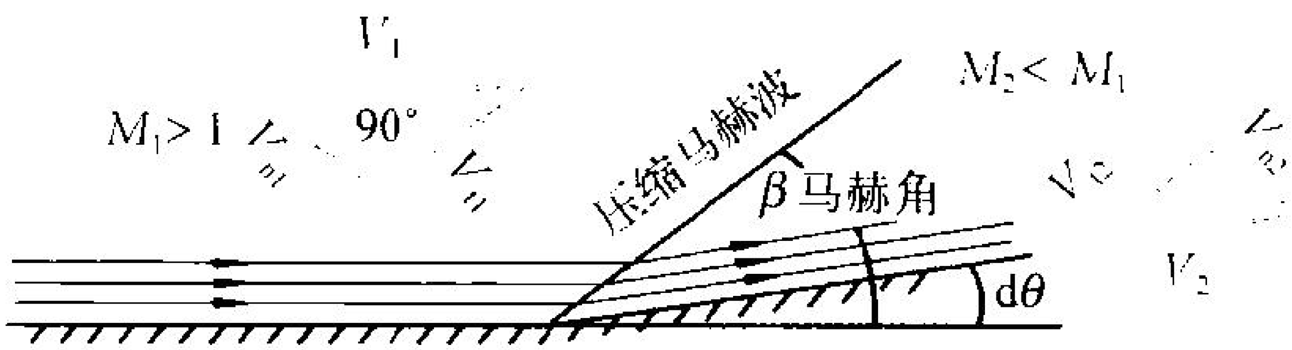


图 1　压缩马赫波

缩波又称压缩马赫波，弱膨胀波又称膨胀马赫波，统称马赫波。超声速气流在壁面的内凹角和外凸角处形成的一系列压缩马赫波和膨胀马赫波见图 1、图 2，dθ 为一微小转角，下

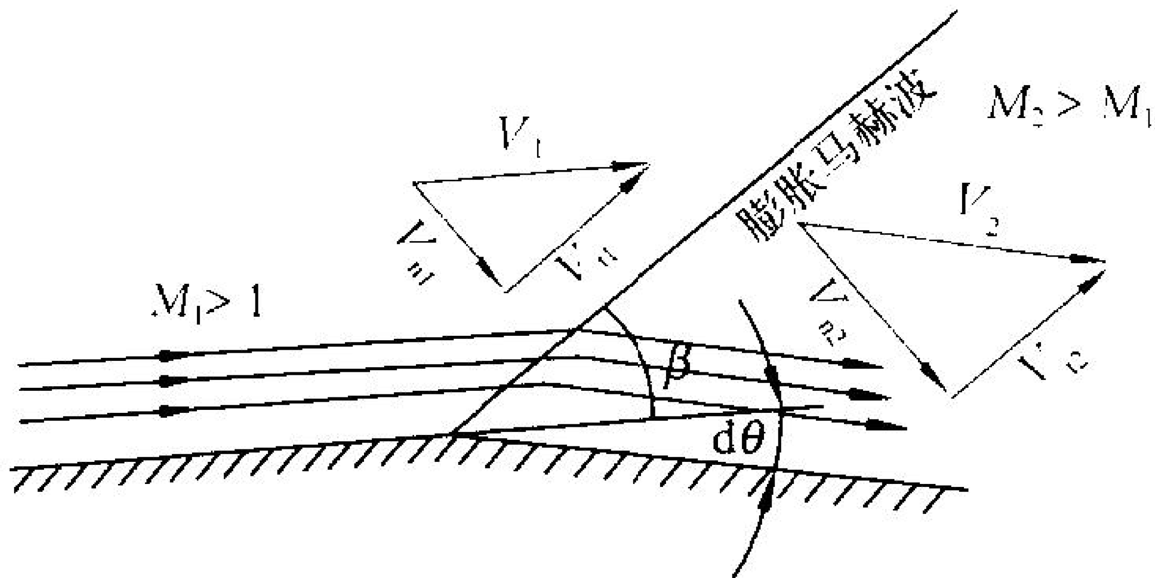


图 2　膨胀马赫波

标 1、2 分别表示波前、波后，波前波后气流都平行于壁面。马赫波的特点是：

(1) 通过马赫波时气体的熵不变（等熵），气体状态参数（流速、压力、密度和温度）的变化无限小。

(2) 马赫波上各点处的气体状态参数相同。

(3) 马赫波与波前气流方向之间的夹角 β 称为马赫角，它只取决于波前马赫数 M_1，$\beta = \arcsin(1/M_1)$。



图 3　头部压缩波

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

maheshu

马赫数　Mach number　流场中某点的速度和该点的当地声速之比，用符号 M 或 Ma 表示。“自由流马赫数”指自由流流速和自由流中声速之比。飞机的“飞行马赫数”指飞机的空速（飞机重心相对于未受扰动大气的速度）和包围飞机的未受扰动大气中的声速之比。马赫数是流体压缩性对流动影响的一个度量。

马赫数小于 1、在 1 附近和大于 1 的流动分别称为亚声速、跨声速和超声速流动。

马赫（E.Mach，1838～1916）是奥地利的物理学教授，他在 19 世纪 80 年代末对超声速流动进行开拓性研究，并首先用纹影法观察超声速流动。马赫数是为纪念他而命名的，简称 M 数。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

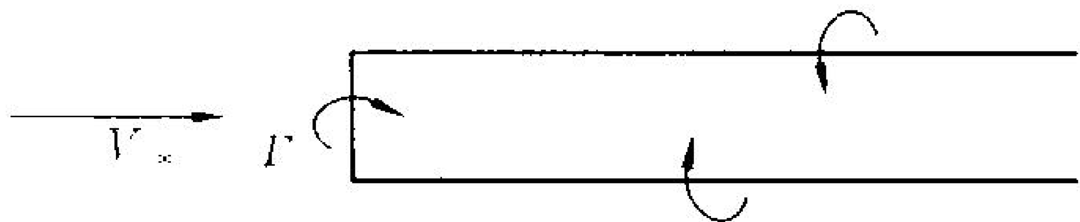
maheshu peiping

马赫数配平　Mach number trim　按马赫数实施飞机俯仰平衡的自动控制。它由马赫数传感器、配平计算机和配平舵机组成。当飞机在跨声速区飞行时，随飞行速度的增加，将使焦点后移，从而产生飞机低头力矩。此时，马赫数传感器感受马赫数的变化，送出信号给配平计算机，形成配平指令，通过配平舵机驱动相应操纵面偏转，产生一抬头气动力矩与低头力矩平衡，使飞行控制系统达到按马赫数的自动配平。

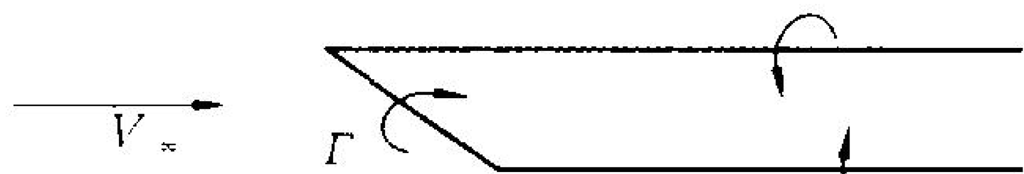
（撰写：王宗学　审订：王占林）

matiwo

马蹄涡　horse-shoe vortex　一段直线附着涡和两条伸向下游无限远的直线自由涡连在一起，形成形状像马蹄的涡系。机翼升力面理论中，将机翼划分为许多四边形小块，每一小块的升力作用可以用沿小块 1/4 弦线的附着涡来代替。由于无粘性理想流体中旋涡不能在流体内终止，于是旋涡须自小块两侧折转，变为伸向下游无限远的两条自由涡，从而形成模拟升力小块对流场作用的马蹄涡。当小块 1/4 弦线或附着



(a) 马蹄涡



(b) 斜马蹄涡

马蹄涡图

涡与自由来流不相垂直时，所构成的是斜马蹄涡。用许多斜马蹄涡模拟机翼的升力作用是升力面理论涡格法的空气动力模型。

（撰写：黄明恪　审订：张仲寅）

mafen duozhi

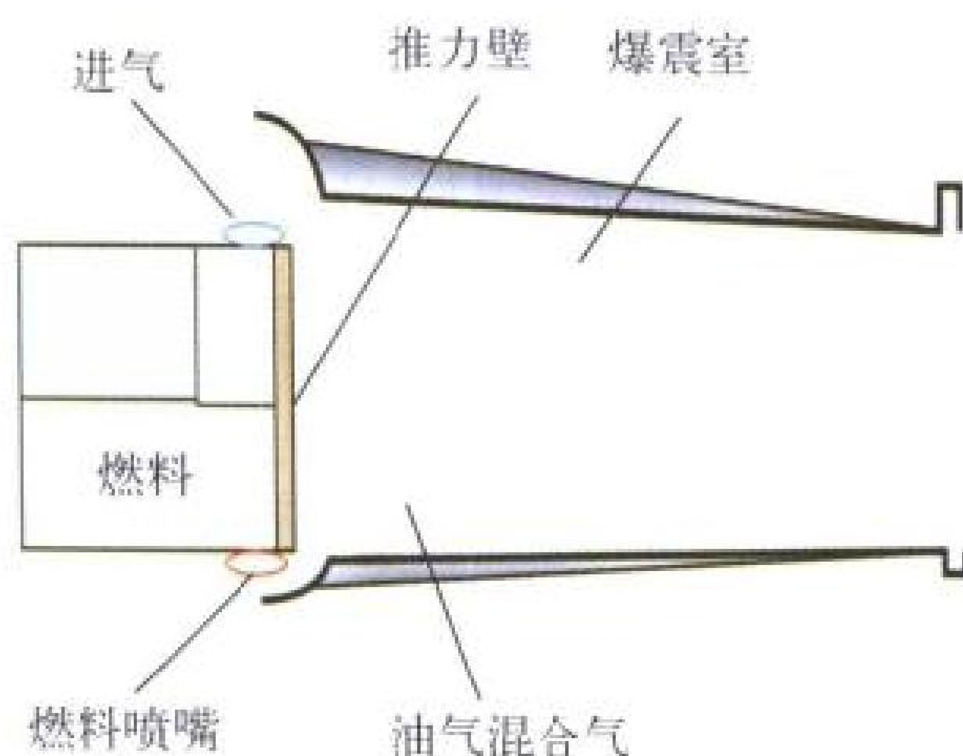
码分多址　code division multiplex access (CDMA)　见电子卷卫星通信码分多址。

maichong baozhen fadongji

脉冲爆震发动机　pulse detonation engine (PDE)　利用脉冲式爆震波产生推力的无压缩机喷气发动机。脉冲爆震发动机与冲压喷气发动机的区别在于：前者基于间歇的非稳态燃烧，属于等容热力循环；而后者基于连续的稳态燃烧，属于等压热力循环。PDE 与脉冲喷气发动机都基于间歇的非稳态燃烧，都属等容循环，但前者燃烧过程为爆震，后者的燃烧过程为爆燃。爆震波的传递速度可达每秒几千米，而爆燃的火焰传播速度只有每秒几米。

PDE 的结构与脉冲喷气发动机相似，由进气道、爆震室、尾喷管和相应的控制系统和附件组成（见图）。一个工作循环由进气、喷油、点火、燃烧（含爆震波的生成和传播）及

排气组成，由进气阀门的开关控制工作循环的频率。与一般喷气发动机的爆燃波不同，爆震波能产生极高的压力(10 ~ 100大气压)、温度(2800 K)和火焰传播速度(每秒几千米)，因此能获得高的单位推力。此外，还具有热效率高、结构简单、重量轻、飞行速度和高度范围宽以及可在静止状态下起动等优点，而且可采用大气来流或机载氧化剂以吸空气发动机或火箭发动机方式工作，因而是今后各种无人和有人航空航天器的理想动力装置。



脉冲爆震发动机方案图

PDE的关键技术是爆震波的起爆和频率控制。对PDE的研究早在20世纪40年代就已开始。

（撰写：方昌德　审订：陈　光）

maichong chongfu pinlü

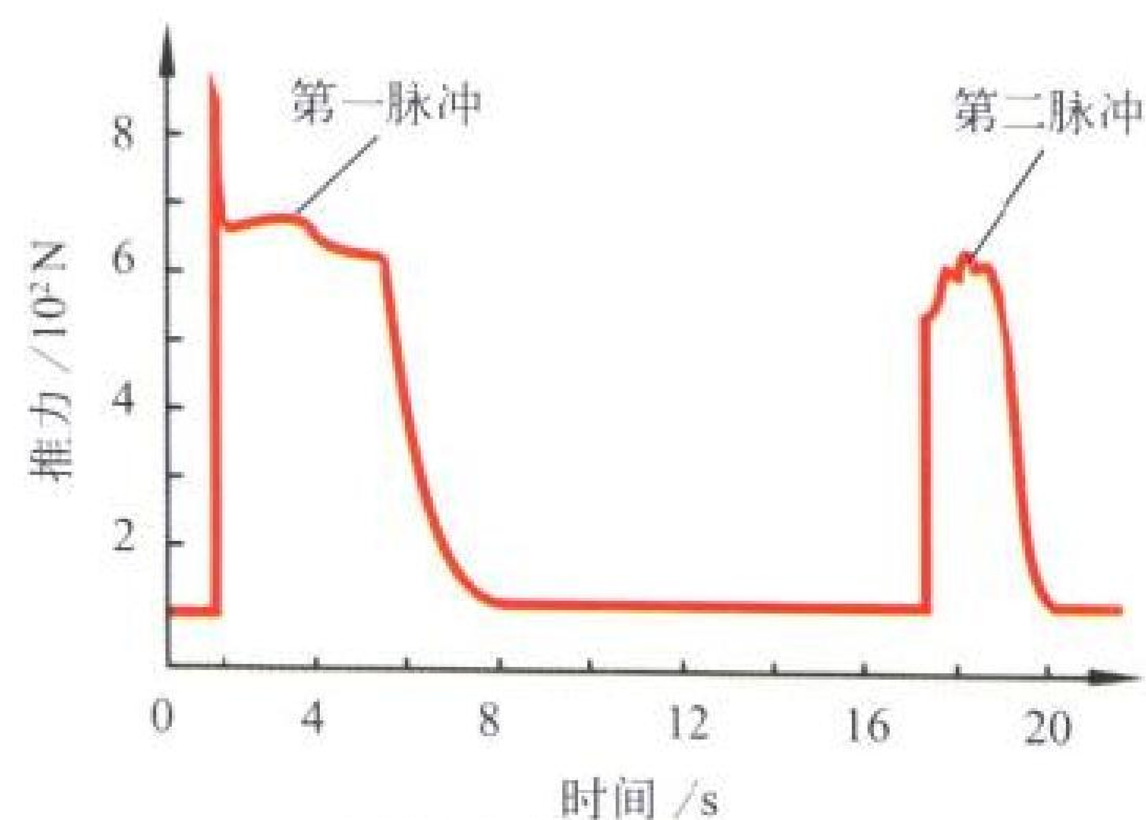
脉冲重复频率　pulse repetition frequency　见电子卷。

maichong duopule jishu

脉冲多普勒技术　pulse Doppler technique　见电子卷。

maichong guti huojian fadongji

脉冲固体火箭发动机　pulse solid rocket motor　能多次点火起动和熄火，使推力曲线随时间呈脉冲变化的固体火箭发动机。按起动次数分为双脉冲和多脉冲固体火箭发动机。按熄火方式分为强迫熄火和自然熄火两大类。强迫熄火包括降压熄火、液体阻燃剂熄火、固体阻燃剂熄火等。自然熄火通常将发动机中每个脉冲单元装药用隔层或隔板分开，第一脉冲装药燃烧完后便自然熄火，经过一定的时间间隔，再启动下一脉冲装药燃烧，从而得到所需要的脉冲波形变化的推力—时间曲线，如图所示。第一类多用于战略和空间武器系统，第二类则用于战术导弹和小型反卫星武器。



双脉冲点火推力曲线

脉冲固体火箭发动机无论在战略和空间武器系统方面，还是在战术导弹方面，都具有很大的应用价值和发展前景。在未来的反卫星武器系统中，脉冲固体火箭发动机提供了变轨能力，以便拦截不同轨道的卫星。在战术导弹方面，采用脉冲固体火箭发动机，可使导弹的有效射程增加约25%，同时有利于改善导弹的机动性。

（撰写：马迺堂　审订：郑志伟）

maichong penqi fadongji

脉冲喷气发动机　pulse jet　空气和燃料间歇地供入燃烧室的无压气机喷气发动机。在其燃烧室前装有单向活门，空气在进气道完成压缩后，经过单向活门进入燃烧室，然后由喷嘴喷油，点火燃烧。混合气燃烧后压力大大增加，以高速从喷管排出，产生推力。燃气排出后，燃烧室内压力下降到小于进气压力，于是空气再次打开单向活门流入燃烧室，开始新的循环(每秒种可进行40 ~ 50次循环)。优点是：这种发动机可以自身起动，构造简单，重量轻，造价低廉。但它只适于低速飞行(极限时速为640~800 km/h)，飞行高度有限，单向活门工作寿命短，振动剧烈，耗油率高，因此在使用上受到限制。1944年德国曾用它作为V-1导弹的动力装置，后来只用于某些低速靶机和航模飞机上。

（撰写：方昌德　审订：陈　光）

maichong yasuo jishu

脉冲压缩技术　pulse compression technology　见电子卷。

maijian bianpin

脉间变频　frequency agility within the interval of pulses　在脉冲到脉冲之间进行射频频率快速改变。在当前严酷的电子干扰环境下，具有脉间变频能力的雷达将能更有效地对付敌方施放的有源干扰。

（撰写：许伟武　审订：包德聪）

manche zhuangtai

慢车状态　idling　发动机能稳定和可靠工作的最小推力工作状态。慢车状态推力约为不加力最大推力值的3% ~ 5%，虽然慢车状态的发动机转速很低，但由于各部件效率低，涡轮前燃气温度却相当高，有的发动机也限制其连续工作时间。慢车状态用于地面滑行和下滑着陆。很多民用发动机还规定了空中慢车。空中慢车发动机转速高于地面慢车转速。这种状态主要是在进场着陆时使用。目的是一旦需要复飞可以在很短时间内使发动机转速加速到最大转速，推力迅速恢复。

（撰写：张　津　审订：陈大光）

mangjiang

盲降　blind landing　利用飞机上和地面设备使飞机沿预定的飞行轨迹下降至跑道着陆的过程(如图1、图2所示)。

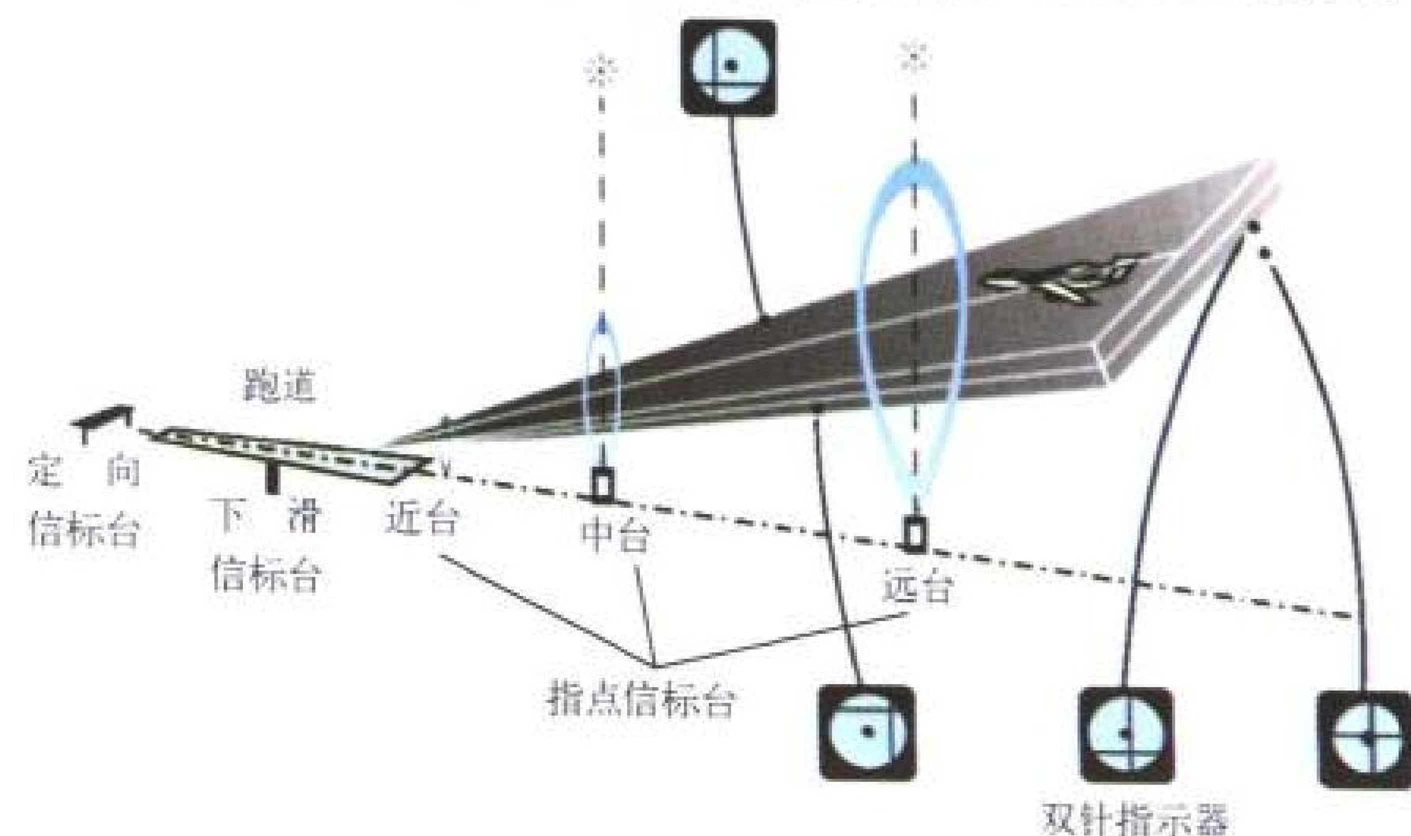


图1　仪表着陆系统地面台布置图

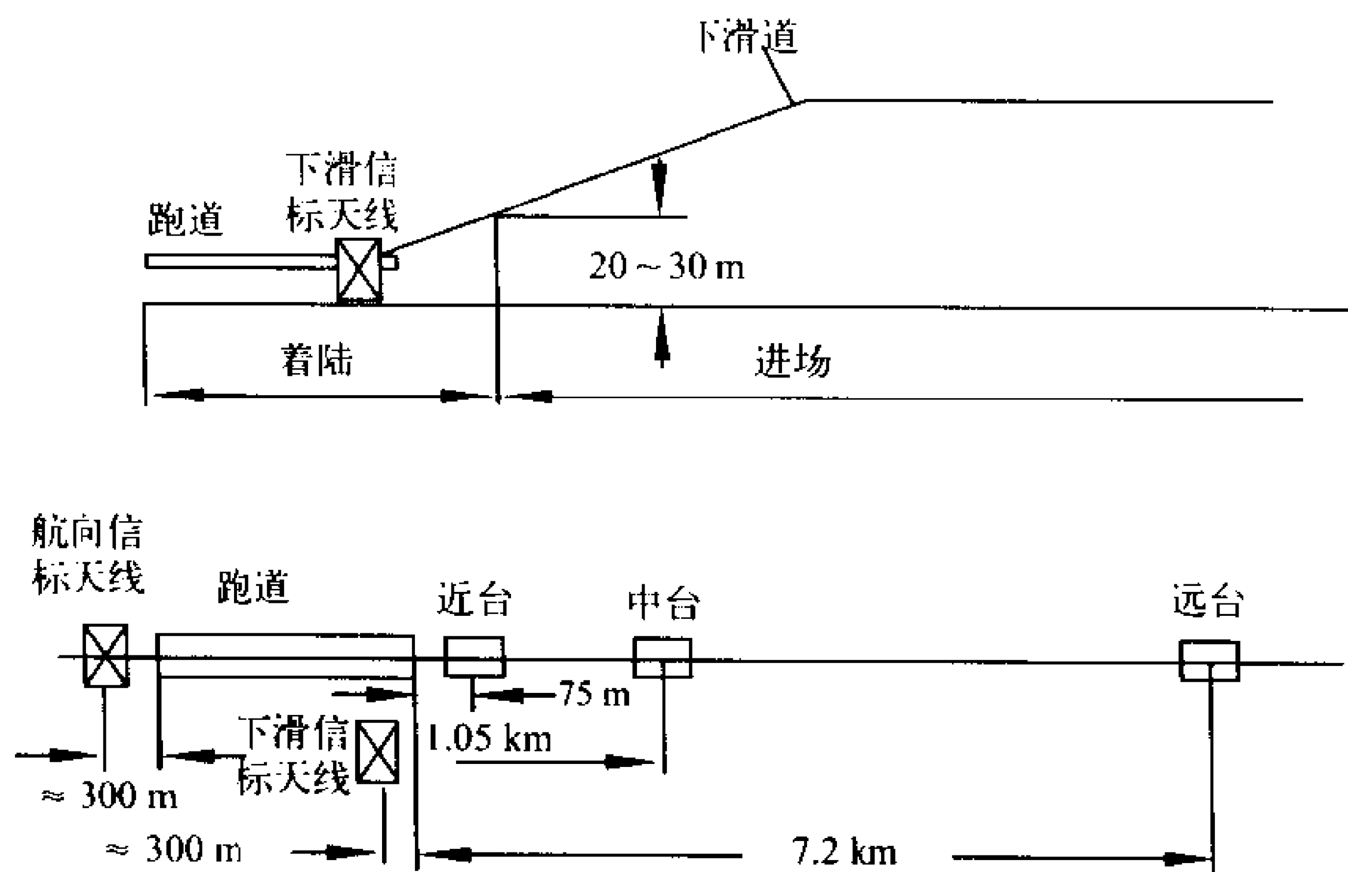


图 2 仪表着陆系统地面设备配置示意图

（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

maojie jiegou

铆接结构　riveting structure　用铆钉连接制成的结构，常见于薄壁结构中，如将蒙皮、长桁、桁梁、肋等铆接制成的结构。铆接结构具有连接可靠，容易制造、检查和修理，适用于复杂形状和不同材料等优点。因此，自金属材料用于飞机结构以来，无论是铝合金、钛合金或不锈钢薄壁结构，都广泛采用铆接结构。对于复合材料若采用铆接结构，要用静压力的压铆或单面铆接。铆接结构广泛使用在飞机的翼面、机身、操纵面、梁、加强框、加强肋、门窗、支架、进气道、尾喷管等各个部位。

（撰写：刘方龙　章怡宁　审订：何君毅）

mengpi

蒙皮　skin　蒙在飞机机体或机翼、尾翼骨架外面构成所需气动外形的部件。它是组成机身、机翼、尾翼结构，并使之保持良好气动外形的重要部分。在桁架式机身结构中，蒙皮主要起维持机身外形的作用；在半硬壳式机身结构中，与桁条一起承受纵向弯矩；在硬壳式机身结构中，在隔框的支承下承受机身的纵向弯矩。机翼蒙皮从早期的布质蒙皮仅能用来维持机翼外形，发展到后来的金属铝蒙皮时，已经开始具有了与机翼骨架一起作为主要受力构件的功用。现在，增加了厚度并用桁条加强的蒙皮，已经在承受机翼弯矩方面起到越来越大的作用。

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

mengtekaluo fangfa

蒙特卡罗方法　Monte Carlo method　又称随机抽样法或统计试验法。以有限量的过程模拟实际存在的大量随机过程，通过大量的随机取样，求得所需量的数学期望值的方法。此方法特别适用于处理具有概率性并可用随机过程描述的问题，如稀薄气体动力学、稀疏悬浮模态的二相流动等问题。蒙特卡罗方法编程简单，可用来模拟传统数值方法难以模拟的复杂问题。但其缺点是精度低，所需机时和内存大。

（撰写：李椿萱　审订：朱自强　董海涛）

mihang

迷航　loss of orientation　机组成员在飞行中处于不能判明飞机所在位置、无法确定返回机场航向的状态。迷航不仅影响完成飞行任务，还可能危及飞行安全。迷航原因有：驾驶员、领航员地面准备不足；飞行中长时间不检查飞机位置，造成偏航或飞出空域；驾驶员飞错航行诸元，机上导航设备故障和天气变坏等原因。迷航后首先报告飞行指挥员，长机迷航让僚机领航，海上飞行迷航首先飞向陆地。在国境线附近迷航时首先飞向本国领空。内陆迷航后，首先选择便于观察地标和复航的高度，记下时间，检查油量，找一个明显地标并利用经济速度盘旋，回顾自己的飞行航迹，判断大概迷航区域进行复航；也可以利用地面导航设备复航，如定向台等。地面雷达发现迷航的飞机，指挥员可以指挥复航。如果油料耗尽，仍无法复航，可以场外迫降，没有迫降条件应跳伞。飞机上安装全球定位系统 (GPS)，可以给驾驶员准确地提供飞机空间位置，大大减少驾驶员迷航。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

midu gaodu

密度高度　density altitude　根据飞行中测量的大气压力和大气静温，计算出大气密度，再由标准大气表查得相应的高度。主要用于螺旋桨飞机的飞行试验参数换算。

（撰写：邵箭　修订：李志强　审订：陈增江）

midu xiuzheng

密度修正　density correction　飞机驾驶舱油量表显示质量油量，但常用的电容式油量传感器测得的是容积油量，故必须乘以燃油密度，使之变换成质量油量。实际上机上直接测量燃油密度十分复杂，多数情况下采用间接测量与密度有关的燃油介电常数，近似地换算成燃油密度值，这一换算及变换称为密度修正。密度修正由燃油数字管理系统中的微处理机完成。常把密度与介电常数的关系近似地表达为

$$D=(K-1)/[a(1+bK)]$$

式中 D 为燃油密度；K 为燃油介电常数；a、b 为常数。

（撰写：徐千　审订：杨燕生）

mifeng jiegou

密封结构　sealed structure, closed structure, hermatic structure　防止气体与液体渗漏的结构。这类航空结构中主要有飞机整体油箱、增压气密舱、水上飞机水密舱及有防腐蚀及密封特殊要求的结构。在密封结构中，尽可能采用整体结构、胶接结构、胶接点焊结构、焊接结构以减少渗漏部位。对铆接结构或混合结构在铆接处需采取密封措施，如干涉铆接与密封铆接。密封材料要具有良好力学与物理性能和工艺性能，在各种环境下不腐蚀结构并且性能稳定，具有良好的抗老化性能，能满足寿命要求。密封结构设计不但要考虑卸载时密封要求还应考虑加载变形时的密封要求。

（撰写：何君毅　审订：郦正能）

mianjilü

面积律　area rule　使飞机阻力上升量小、阻力上升较晚的飞机截面积应遵循的规律。飞机作跨声速飞行时，其零升阻力在声速附近总要急剧上升，直到某一超声速后才随马赫数增大而下降一些。阻力上升的迟早和上升量的大小，与飞机的横截面积沿其纵轴的分布情况有关。实验发现，细长旋成体的阻力上升得最晚 (对应于阻力上升的马赫数可大于 1.0)，上升量也最小。带机翼的旋成体阻力上升较早 (对应的马赫数可小于 0.9)，上升量也数倍于光滑的旋成体。理论与实验都已证明，如果把一架飞机的横截面积折算成一个当量的旋

成体，而该当量旋成体的横截面积沿纵轴变化平缓（无突变），则飞机在跨声速范围内的阻力上升就可以推迟，上升量也可减小，这就是跨声速面积律。为了满足横截面积无突变的要求，在设计时可将有机翼处的机身横截面缩小。

在超声速时也有面积律。这个面积律也要求翼身组合体的当量旋成体的截面积沿纵轴无突变，但需顺着马赫线截取组合体的截面积，而不是垂直纵轴的横截面积。过机身纵轴上一点，可以作一个马赫锥，锥上每一条母线都是马赫线，因而截面也就有无数个。超声速面积律所说的截面积，就是这样多截面的平均值。（撰写：航 科　审订：张仲寅）

miehuoji

灭火机 fire fighting aircraft　用于执行灭火任务的飞机和直升机。主要用于扑灭森林或草原的火灾；执行城市灭火任务时，一般使用灭火直升机。在灭火机上，配备有专用灭火设备，可以携带大量灭火剂或水。灭火剂箱布置在靠近飞机重心位置，以便在投放灭火剂后不影响飞机的重心和平衡。为了提高灭火效率，许多灭火机都是用水上飞机或水陆两栖飞机改装而成，可以在水面掠水飞行时迅速将水加满，然后奔赴火场。图为我国研制的水轰5改装成的灭火机。



中国水轰5改装的灭火机

（撰写：赵群力　审订：任源博）

minyong fadongji shihang biaozhun

民用发动机适航标准 airworthiness regulation for civil aircraft engines　为满足民用航空安全对发动机提出的，并以条例形式表达的最低标准性要求和规定。如中国民用航空器管理条例CAAR的第33部、美国联邦航空条例FAR的33部、英国民航适航性要求BCAR“C”篇以及欧洲联合适航条例JAR的E部。民用航空发动机适航条例的主要内容有：(1)对民用发动机定型与验收的要求，包括在取得合格证以及验收中对发动机整机、部件与零件在气动、热力和机械等方面鉴定试验的要求；(2)发动机旋转零组件结构完整性要求，包括转子的离心应力、超温、超转、热应力、高周与低周疲劳特性、包容性以及振动特性等试验的要求；(3)对吸入外来物及环境影响的要求，包括吸入飞鸟、冰雹、水及发动机防冰、防火、防燃油污染等试验要求；(4)发动机可靠性与故障分析等。（撰写：肖 陵　审订：陈 光）

minyong feiji

民用飞机 civil aircraft　注册用于执行非军事、警察、海关任务的飞机。民用飞机包括运输飞机和通用飞机两大类。运输飞机主要是客运机、货运机或客货混装的飞机；通常分为远程、中程、短程飞机，又可分为干线飞机和支线飞机。目前，最大的远程客机是波音747，载客量可达500人左右，飞机起飞重量约350 t；支线客机的载客量通常在130人以下。一般来说，运输飞机性能优良、经济性好、安全可靠、技术复杂，要取得适航管理部门的适航证方可在航线上使用。运输飞机在民用机架数上所占比例较小，但由于载重



中美合作制造的MD-82民用客机

量大、速度快、利用率高，在航空客、货运输方面起着主要作用，飞机本身的价值和运输产值都超过通用航空飞机。

通用飞机在性能、重量方面差异很大，应用领域广泛，其中包括公务机、专业飞机、农业飞机、游览机、体育运动飞机、家用飞机和用于科学试验的飞机等。公务飞机通常采用两台涡轮螺旋桨发动机或涡轮风扇发动机，布置十来个座席和必要的办公设备，主要供政府和企业部门使用。农业飞机主要用于播种、施肥和喷洒农药作业，要求低速和低空性能好、载重大，能在很短的土质跑道上起降和维护简单。探矿、测量、救护、护林等使用专业飞机或多用途小型飞机。

（撰写：程不时　修订：赵群力　审订：王道荫）

minyong hangkong

民用航空 civil aviation　利用各类航空器为国民经济服务的非军事性飞行活动。民用航空根据飞行目的的不同可分为两大类：运输航空和通用航空。前者指在国内和国际航线上的商业性客、货(邮)运输；后者包括用于工业、农牧业、林业、科研探测、公务、通勤、体育和娱乐等方面的飞行。

20世纪50年代以来，民用航空业的服务范围不断扩大，成为一个国家的重要经济部门。民用航空的客货运输量迅速增长，定期航线密布于全球。由于快速、安全、舒适和不受地形限制等一系列优点，航空在交通运输结构中占有独特的地位，它促进了国内和国际贸易、旅游和各种交往活动的发展，并使在短期内开发边远地区成为可能。通用航空在为工农业服务方面具有工作效率高、节省时间和人力的突出优点。一些航空发达国家政府机构和企业的公务飞行和通勤飞行弥补了航空公司的定期航班的不足，满足了对分散的定期和不定期飞行的需求。民用航空的基本要求是安全可靠，对于客运来说，还要求准时和舒适。

（撰写：裴 凯　修订：金允汶　审订：张昌龄）

minyong hangkong shihang jishu hezuo liangjie beiwanglu

民用航空适航技术合作谅解备忘录 Memorandum of Understanding for Technical Cooperation in the Field of Airworthiness of Civil Aviation　见双边适航协议。

minjiexing

敏捷性 agility　迅速而准确地改变飞机姿态和飞行轨迹的

能力。这种指标已被研究近距格斗所采用、指标力图将飞机机体的能力与传感器的动态特性、数据处理、决策过程及武器瞄准、管理和发射融合在一起。而在飞行力学领域研究中，该指标着重于机体敏捷性（airframe agility）。机体敏捷性包括航迹敏捷性和机头指向敏捷性。

航迹敏捷性是指准确而可控地改变速度矢量的方向和大小（包括过载、垂直和水平位移）的能力，主要指飞机重心的移动，也就是机动性。

机头指向（即姿态）敏捷性是指准确而可控地改变升力矢量的大小和方向，即改变机头指向（包括俯仰姿态、偏航姿态和滚转姿态）的能力，主要指绕飞机重心的转动，也就是操纵性。按照所采取的操纵手段，机体敏捷性又可以分为：(1) 俯仰敏捷性（pitch agility），准确而可控地改变俯仰姿态的能力，以达到所希望的俯仰角、迎角和过载变化所需的时间来度量；(2) 偏航和滚转敏捷性（torsional agility），准确而可控地改变偏航姿态和滚转姿态的能力；(3) 轴向敏捷性（axial agility），迅速改变飞机能量状态（速度和高度）的能力。

必须注意，敏捷性定义中强调达到最终状态的准确性。敏捷性度量与飞行品质指标之间存在一定的对应关系，但目前尚没有明确的结论。

（撰写：顾诵芬　审订：肖业伦）

moni feixing

模拟飞行　simulated flight　驾驶员在地面飞行模拟器上或在变稳飞机上进行的仿真飞行。对一般驾驶员来说主要是在地面飞行模拟器上的模拟飞行（如图 1 所示）。培养一



图 1　在地面飞行模拟器内模拟飞行

个驾驶员，尤其战斗机驾驶员，需要几年的时间，训练费用是极其昂贵的。组织实施训练飞行也相当复杂，受到天气、机场和飞机等条件的限制，还有飞行安全的问题。运用地面飞行模拟器进行模拟飞行，既经济又安全，不受其他条件的限制，加快了训练驾驶员（学员）飞行进度，已被各国广泛采用，成为培养驾驶员的重要手段。地面飞行模拟器一般包括视景、仪表显示、操纵、运动、音响和座舱等系统，向驾驶员提供逼真的视觉、听觉和触觉等信息，并向驾驶员提供逼真的飞机操纵特性。地面飞行模拟器能完成的训练内容包括起飞、着陆、仪表飞行和空战等。空中模拟飞行主要是在变稳飞机上进行，变稳飞机又称空中飞行模拟器（如图 2 所示），实际上是一种飞行试验研究机，除研究飞行品质和飞行控制技术外，还能进行新机空中模拟飞行和驾驶员培训。如新机首飞或风险科目飞行前，先在变稳飞机上模拟飞行，使试飞员事先熟悉它们的操纵方法和飞行情况，做到心中有数。由于在飞机上进行模拟飞行，所以有真实的飞行环境。



图 2　综合空中飞行模拟试验机

（撰写：蒋德秋　修订：李玉璞　审订：李志强）

moni jiebing feixing shiyan

模拟结冰飞行试验　simulated icing flight test　见防冰系统试验。

moniqibing

模拟器病　simulator sickness, simulator induced syndrome　又称模拟器综合症。在飞行模拟器上训练引起的一种运动病。表现症状有：眼胀、视力模糊等视觉反应，头痛、头胀、注意力难集中等心理精神反应，头昏、眩晕、胃不适、恶心等前庭反应。发病率与模拟器的种类有关，一般为 10%～60%。凡在装有视景系统（特别是宽视角计算机成像显示系统）的动、静态模拟器座舱内“飞行”均可诱发出模拟器病。模拟器病发生机理尚不清楚，目前多用“感觉不匹配”，或“感觉冲突”理论解释。有效的预测方法和预防措施尚待研究。鉴于模拟器病后效应对飞行完全有不利影响，有的国家规定，驾驶员发生模拟器病后至少休息 12 h 后方可飞行。　（撰写：于立身　审订：袁修干）

motai fenxi

模态分析　modal analysis　将线性定常系统振动微分方程组中的物理坐标变换为模态坐标，利用模态特征向量的正交特性使方程组解耦，成为一组以模态坐标及模态参数描述的独立方程，可以方便地求出系统的模态参数，包括固有频率、模态振型、模态刚度、模态质量和模态阻尼。模态分析方法是识别复杂结构系统本身固有特性并对结构系统进行动力特性分析的一种有效方法。

（撰写：李其汉　黄太平　审订：陈大光）

motai shiyan

模态试验　modal test　见综合卷。

moxing ziyoufei shiyan

模型自由飞试验　model free flight test　用飞机模型（有动力或无动力）在空中进行的各种飞行试验。试验应用专门的记录仪器、摄影机、摄像机和其它遥测装置、无线电遥控设备等测量模型运动参数，控制飞行状态。模型自由飞试验包括：从飞机、气球或高大建筑物上投放自由飞模型；由火箭作动力发射的自由飞模型；由地面起飞或飞机上投放的有动力自由飞模型。模型自由飞试验有很多优点，同真实飞机飞行试验相比，模型简单，制造快、成本低、试验周期短；特别是对一些危险项目的试验，如失速和尾旋、颤振、飞行边界、高机动性等，采用模型自由飞的方法，不涉及驾驶员的

安全。同风洞试验相比，它能模拟真实飞行高度变化和大气条件；模型尺寸不受限制，因此可以提高试验雷诺数，减小尺度效应；无洞壁干扰和支架干扰；试验马赫数可在大范围内连续变化。因此模型自由飞试验尤其适于研究在风洞中不易模拟的一些项目，如舵面效率、非定常效应、尾旋、颤振、动稳定性、气动加热等。

但是，它不能代替飞机的飞行试验，还存在尺度效应和推力装置模拟等问题。同风洞试验相比，其缺点是成本高，周期长，试验条件不稳定，测试技术复杂等。



模型机飞行验证系统

目前，模型自由飞试验作为风洞试验和飞行试验的一种补充，已经成为气动力实验研究的重要手段之一。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

moca zuli

摩擦阻力　friction drag　当飞机相对于空气运动时，与飞机表面接触的气流由于粘性而附着于机体表面，而在离表面稍远的气流又要拖曳接近表面的流体所形成的阻力。飞机的机身和机翼是产生摩擦阻力的主要部件。摩擦阻力的大小主要取决于飞机表面边界层内的流动是层流还是湍流。层流流动时的摩擦阻力比湍流流动时的小。为了减小摩擦阻力，人们设计了一种有较长层流边界层的层流机翼和层流机身。摩擦阻力还与表面粗糙度、雷诺数、飞行马赫数、表面浸润面积等因素有关。一般情况下，粗糙度越小，雷诺数越大，浸润面积和飞行马赫数越小，则摩擦阻力越小。摩擦阻力是飞机作亚声速飞行时的最小阻力中的主要成分，它是决定最大平飞速度的重要气动参数。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

mopan zhanshu

“磨盘”战术　grinder tactic　美国新一代战斗机拟采用的一种中距空战战术动作。主要是依靠隐身特性在对方不易觉察条件下利用火控系统能同时发射多枚空空导弹的特性，迎头对多架目标机开火，连续发射“发射后不管”导弹，然后作急盘旋脱离（如图所示），达到杀伤大量敌机的目的。这种战术只适合具有相应必须条件的战斗机使用，即机载火控雷达能边扫边跟，对多目标同时攻击，导弹是真正的全主动制导型，不需要发射母机指令制导，机上装载足够多的武器，同时目标机都在火控雷达的扫描跟踪角度范围之内。到2000年为止美国尚未进行过这种战术的实弹打靶试验。



F-22飞机的“磨盘”战术

（撰写：朱宝鎏　审订：顾诵芬）

moshi pilao

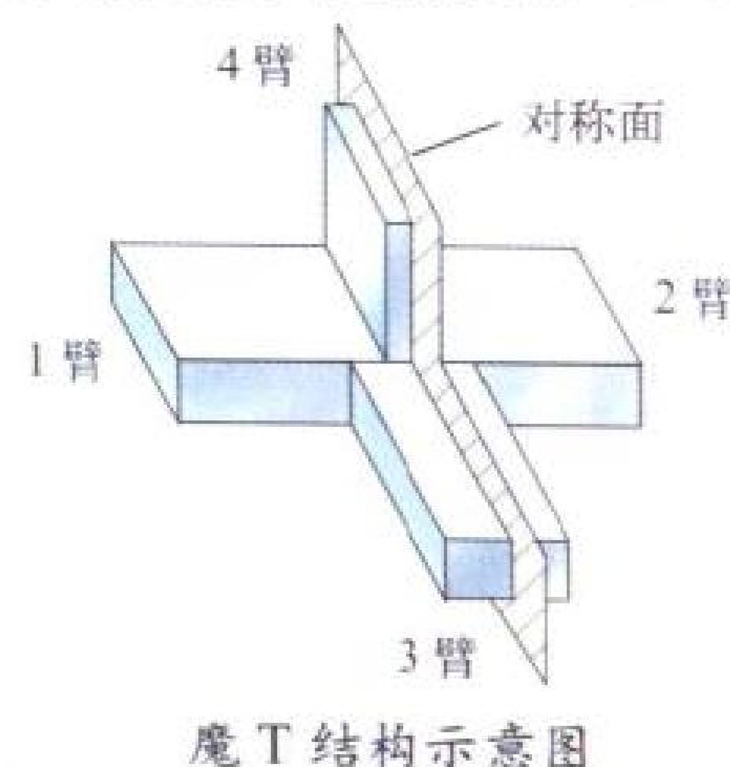
磨蚀疲劳　chafing fatigue　又称擦伤疲劳或微动磨损疲劳。在重复载荷作用下，零件发生微动时，构件间相互接触表面很小的相对运动造成的局部微动损伤产生裂纹并逐渐扩展所导致的疲劳破坏。微动磨蚀疲劳兼有疲劳、磨损和腐蚀的特点，是力学、物理、化学及冶金学等因素综合作用的结果。凡是存在接触表面的工程结构，配合零件之间的小量相对位移都会发生这种疲劳，因而使构件寿命大为降低。磨蚀疲劳与相对位移量、摩擦面之间的压力、相对滑动幅、微动循环数及频率、材料组织与性能以及周围的环境有关。各种材料对摩擦的敏感性不一样，铸造材料比锻造材料小，通常较软的材料比硬的材料更易受擦伤的影响，不锈钢就特别易受擦伤。零件发生微动时，在发生微动疲劳的场合，接触表面的相对滑动随循环应力而变化，表面的交变切向应力可直接诱发疲劳裂纹的萌生；并且接触部位的损伤造成很高的应力集中，在损伤区域边缘出现了不少微裂纹，裂纹沿垂直于微动方向扩展并互相发生连接。同时微动疲劳总是伴随着微动损伤区的磨损，使接触表面形貌不断发生变化，表面的应力集中点也随之改变。新的应力集中点又可形成新的微裂纹。最终导致断裂的是其中一条至两条主裂纹。主裂纹可以是一条微裂纹长大而成，也可以是几条微裂纹汇合而成。其余裂纹将延缓或停止长大。

防止、减轻擦伤疲劳可采取一些措施，例如在连接件中的两个贴合面间填以塑料垫片或多层铝箔胶合垫片，在孔内使用干涉配合衬套，在相对运动的零件间加润滑油，采取表面强化工艺，使表面造成残余压应力等。

（撰写：曹定国　宋兆泓　修订：郦正能　审订：张躬行）

mo T jietou

魔T接头　magic T　矩形波导的E面T和H面T组成的4端口网络。如图所示。魔T内腔加入适当匹配元件，即可获得如下特性：(1) 在理想工作状态上，4个臂端口匹配；(2) 1和2臂之间、3和4臂之间隔离；(3) 从1或2臂输入能量，由3和4臂等分输出；从3或4臂输入能量，由1和2臂等分输出。魔T是一种重要微波器件，常用于单脉冲雷达的和差网络、微波电桥、平衡混频器和功率分配器等各种场合。



魔T结构示意图

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

muban

母板　mother board, back plane　又称底板。起将各插件组

装和电互相连接的作用的底板。目前采用的有单层或多层印制电路板制做。各插件通过母板互相通信，在母板内传输延迟 5 μs，在不同机箱的母板之间传输延迟为 100 μs。

（撰写：魏绍贤　审订：周耀荣）

mubiao fangzhenqi

目标仿真器 target simulator　在飞行器制导和控制系统半物理仿真实验中用来模拟目标的运动特性和辐射特性的试验设备。目标仿真器可分为红外、射频、光学和激光目标模拟器 4 种形式。在仿真试验中，不仅要对单个目标本身的辐射特性进行仿真，而且还要对背景辐射、干扰辐射和多目标的场景进行仿真。因此，目标仿真器是技术上比较复杂的设备。参见导弹目标仿真器、雷达目标仿真器。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

mushi feixing

目视飞行 visual flight　驾驶员在昼间简单气象条件下，主要根据天地线、地标等景物来目测判断飞机状态、操纵飞机、确定飞机位置的飞行。在飞机发展初期，机载设备不完善，一般都是目视飞行。目视飞行由于天气好，天地线和地标清楚，飞行人员容易判断飞机状态和确定飞机位置，操纵飞机比较容易，初学飞行的学员一般都在目视飞行条件下进行训练飞行。目视飞行的驾驶员也要观察各种仪表，利用飞机上的设备来完成飞行任务。如要准确地了解飞行姿态，必须观察地平仪，出航、返航必须看罗盘指示航向。目视飞行是目视与飞行仪表结合起来的飞行。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

mushi feixing guize

目视飞行规则 visual flight rules (VFR)　目视飞行条件下实施飞行管理程序的一系列规则。它是飞行计划中选定的飞行类别。目视飞行是在能见到地平线和地面目标的条件下，驾驶员能凭外界视见情景判定航空器自身姿态和飞行状态，以及航空器相对于地标之间的位置而操纵的飞行，实现“视见并避开”的原则。允许按目视飞行规则飞行的天气条件由能见度、云幕高和航空器离云的距离（水平方向和垂直方向）所决定，应等于或大于规定的最低标准。近代客机在航路上飞行时，经常高于云上飞行，一般都应实施非目视的仪表飞行。所以目视飞行仅适用于通用航空、小飞机和直升机等的低空好天气飞行。各种航空器在进近着陆阶段据天气条件可以实施目视进近着陆或仪表进近着陆。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

mushi jiancha

目视检查 visual inspection　利用肉眼或借助简单光学仪器（低倍放大镜）对飞机机件或结构件表面状态进行定性观察的方法。其目的是检查它们有无故障。目视检查分为一般目视检查和详细目视检查：前者用以检查明显故障，不用光学仪器；后者用以检查细微故障，可用简单光学仪器。目视检查虽然简单，且成本极低，但它却具有重要价值，因为人的经验积累及对故障现象的综合判别能力是无法用其它技术替代的。目视检查可以观察到被检对象的一些异常工作状况、部件的表面状态、表面开裂、腐蚀、漏油、松动等等缺陷。统计资料表明，飞机结构件的表面损伤，约有 70% 以上是借助目视检查完成的。目视检查结果的可靠性在很大程度上取决于实施检查人员的经验和细心程度。目视检查的主要缺点是检查的精细程度往往不如无损检测。有些无损检测技术，例如，磁粉和渗透等，虽然技术本身一般并不归类为目视检查，但其最终结果仍需要由目视检查来确定。

（撰写：耿荣生　审订：甘晓华）



nawei situokesi fangcheng

纳维—斯托克斯方程 Navier-Stokes equations 简称N-S或NS方程。粘性流体的动量方程。由纳维(1823)和斯托克斯(1845)独立导出。将牛顿第二定律应用于流体中任意微元，除了考虑作用在微元上质量力和表面法向压力之外，还考虑作用在表面上的粘性剪切应力。假设流体为牛顿型，即粘性应力与应变变化率呈线性关系，可以导出动量方程组的向量形式为

$$\rho\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{V}}{\mathrm{d}t}=\rho\boldsymbol{F}-\nabla p+\mu\nabla^2\boldsymbol{V}+\frac{\mu}{3}\nabla(\nabla\cdot\boldsymbol{V})$$

式中 $\boldsymbol{V}$为流体速度向量，$\boldsymbol{F}$为单位质量流体质量力向量，p和ρ是压力和密度，μ是粘度，$\mathrm{d}\boldsymbol{V}/\mathrm{d}t$是对时间$t$的实质导数，$\nabla$是梯度算子，$\nabla^2$为拉普拉斯算子。对于理想流体，$\mu=0$，方程简化为欧拉方程。动量方程中的未知量数目多于方程数目，因此是非封闭的。对不可压缩性流体，动量方程与连续方程组成封闭方程组；对可压缩粘性流体，还需补充能量方程、状态方程以及粘度随温度的变化关系等。纳维—斯托克斯方程是非线性偏微分方程组，只对一些特别简单的问题，例如两平行板间的层流、直圆管中的流动等，才有精确的解析解。对高雷诺数物体绕流，可对纳维—斯托克斯方程作简化近似。在贴近物体壁面很薄的边界层内，可简化为边界层微分方程；而在边界层外可忽略粘性影响，使用欧拉方程或位势方程。对更一般的问题，需采用计算流体力学的数值计算方法。为了简化数值计算，还有一些简化近似，例如有薄层N-S方程和抛物化N-S方程。随着计算机和算法的飞速发展，已能用N-S方程处理许多复杂的流动计算问题。 (撰写：黄明恪 审订：张仲寅)

naifushi sheji

耐腐蚀设计 corrosion-proof design 又称腐蚀控制。旨在提高结构在环境(如盐雾、湿热、霉菌等其他腐蚀介质等)作用下抗腐蚀能力的一类设计。在具体设计中，除可采用通常的飞机结构设计方法和原则外，尚须注意：(1)选用耐蚀性能好，且具有高的应力腐蚀开裂门槛值(σ_{scc})和应力腐蚀开裂断裂韧度(K_{Iscc})、低的腐蚀疲劳裂纹扩展速率$(\mathrm{d}a/\mathrm{d}N)_{CF}$的材料；(2)合理的细节安排，如结构中设置排水孔、构件的安排应朝向不易积水的方向和结构中尽可能避免能存留介质的间隙和缝隙的存在；(3)在结构的连接部分，注意金属的合理配对和连接型式，以降低相互间的腐蚀电位差；(4)采用耐蚀的表面保护措施(如保护镀层、涂层)和密封防护措施等。 (撰写：吕国志 周雁 审订：何君毅)

naijiuxing sheji

耐久性设计 durability design 耐久性设计是为确保飞机结构在整个使用寿命期间，其强度、刚度、维形、保压、运动等功能可靠和修理经济，使飞机经常处于良好的备用状态的一种设计概念。最初于1975年在美国军用规范MIL-A-008866 B中提出这个设计原则，并要求在军用飞机设计中实施。它以结构具有预存初始缺陷的假设为基础，用断裂力学设计和耐久性试验方法来保证飞机结构在设计使用载荷/环境谱作用下，其经济寿命等于或大于设计使用寿命。

耐久性通常是指在规定期限内，飞机结构抵抗疲劳开裂(包括应力腐蚀和氢致开裂)、化学腐蚀、热退化、剥离、磨损和外来损伤作用的能力。由于材料和制造等原因，用典型工艺生产的飞机结构零部件在使用前就可能存在初始缺陷。这些缺陷在使用载荷/环境谱作用下会发生不同程度的扩展，当扩展到可能削弱零部件的正常功能时，必须进行经济方便的修理，直到所要求的使用寿命。耐久性设计涉及飞机的所有主要结构和次要结构，以及所有的材料体系；设计时是以一个或几个构件、组件、整个部件、整机作为分析对象的。 (撰写：郦正能 审订：何君毅)

naire jiegou

耐热结构 heat-resisting structure 能在预计高温环境下正常工作的结构。在航空航天结构中主要出现在发动机热端部件、高超音速飞机机体表面、火箭弹头、飞机上发动机热端周围的机体结构等处。主要靠选择合理的结构材料并采用多种冷却与结构措施来满足设计要求。例如采用高温镍基合金、空气冷却技术及允许零件间有膨胀间隔的方法设计发动机燃烧室及涡轮叶片及盘等发动机热端部件，尽可能降低结构件温度以及不均匀膨胀引起的热应力。提高高温结构耐热性能的措施有：隔热、冷却、烧蚀、反射、辐射等。 (撰写：何君毅 审订：郦正能)

naodu

挠度 deflection 物体在外载作用下因弹性及/或塑性而产生的线位移。参见位移。 (撰写：管德)

naodu xianzhiqi

挠度限制器 deflection limiter 又称限幅器。限制转子振幅的机构。航空发动机转子上采用弹性支座时，转子由不转加速到最大转速的过程中，要通过临界转速，此时转子的振幅非常大，需采用挠度限制器限制其振幅。挠度限制器与转子的接触面一般采用减磨材料制成，通常在挠度限制器与弹性支座间的间隙中通以滑油形成挤压油膜。挠度限制器不仅起振幅限制作用，在特殊情况下也起一定的保护作用，以防止转子断裂飞出。 (撰写：陈光 审订：陈大光)

naoxing tuoluo

挠性陀螺 flexural gyroscope 见动力调谐陀螺。

neiliu kongqi xitong

内流空气系统 internal air system, secondary air system 又称二次流空气系统。引自压气机适当级的增压空气，以一定的流动方式和状态流过发动机内部专门腔室和通道并形成串联和并联的空气流路网络。它用来保证发动机主要零组件和相关系统有安全可靠的工作环境。其主要功能是：(1)合理供

给涡轮导向器叶片、工作叶片、轮盘、轴和机匣等零件冷却空气并进行冷却，以保持适当的金属温度；(2) 阻止燃气流入涡轮主流通道内侧的所有空腔；(3) 控制压气机盘、轴和鼓筒的金属温度，以降低零件的热应力或通过调整零件的热胀量以控制发动机转子与静子之间的径向间隙，从而改善发动机性能；(4) 为轴承和滑油腔提供封严空气，同时对涡轮轴承和滑油腔进行隔热冷却；(5) 调整内流空气系统封严半径和有关腔室压力，实现推力平衡调整或设置卸荷腔流路系统，以保证止推轴承有满意的轴向载荷；(6) 为发动机防冰提供热空气。在内流空气系统的设计中，要求在保证上述功能条件下，使用最少的空气量，以减少对发动机性能的影响。

（撰写：杨燕生　审订：陈　光）

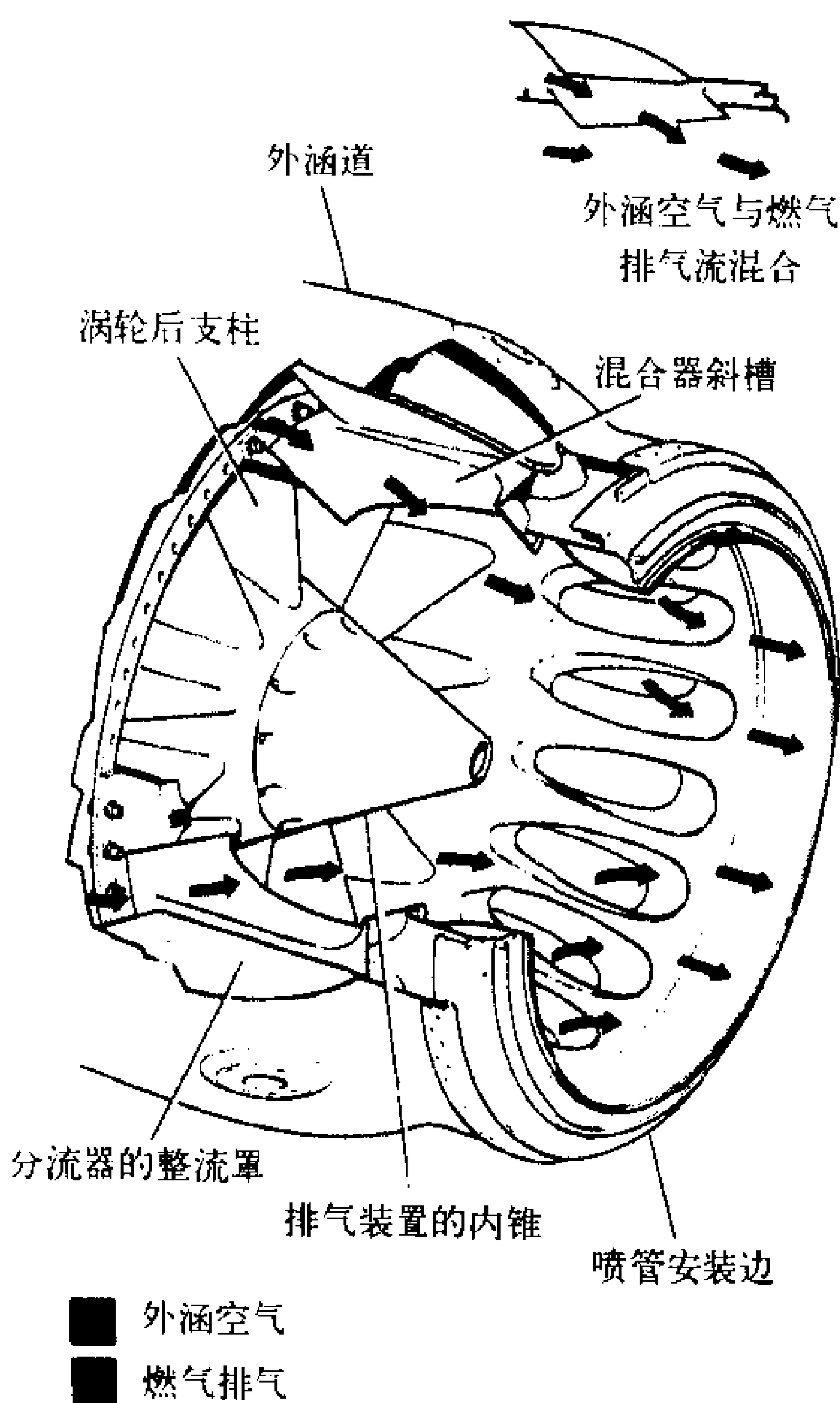
neineng

内能　internal energy　由物质系统内部状态所决定的能量。其量值取决于物体内部分子的热运动状态，包括：(1) 分子平移、旋转和振动的内部动能，它们是温度的函数。(2) 由于分子间存在作用力而形成物体内部相互作用的内部位能，它取决于分子间的平均距离。对于单位质量气体来说，即取决于比容。完全气体分子之间没有作用力，其内能仅是温度的函数。物质系统的内能是热力状态的单值函数，故物质的状态一定，其内能也一定。它的变化只决定于它的起始和终结的状态，与状态变化的过程无关。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

neiwaihan hunheqi

内外涵混合器　mixer　涡轮风扇发动机中使内、外涵气流混合的装置。在加力式涡轮风扇发动机上，内、外涵气流经混合器掺混均匀再进行燃烧，弥补了外涵气流温度低和内涵气流含氧量低的不足而更有利燃烧（见图）。但也有采用不完全混合就燃烧或分别燃烧之后再混合或边烧边混合的。混合器使内、外两股气流混合均匀再排气比不均匀混合排气的推力大且红外辐射小。但使用混合器要增加流动损失（包括混合损失）和增加结构重量。



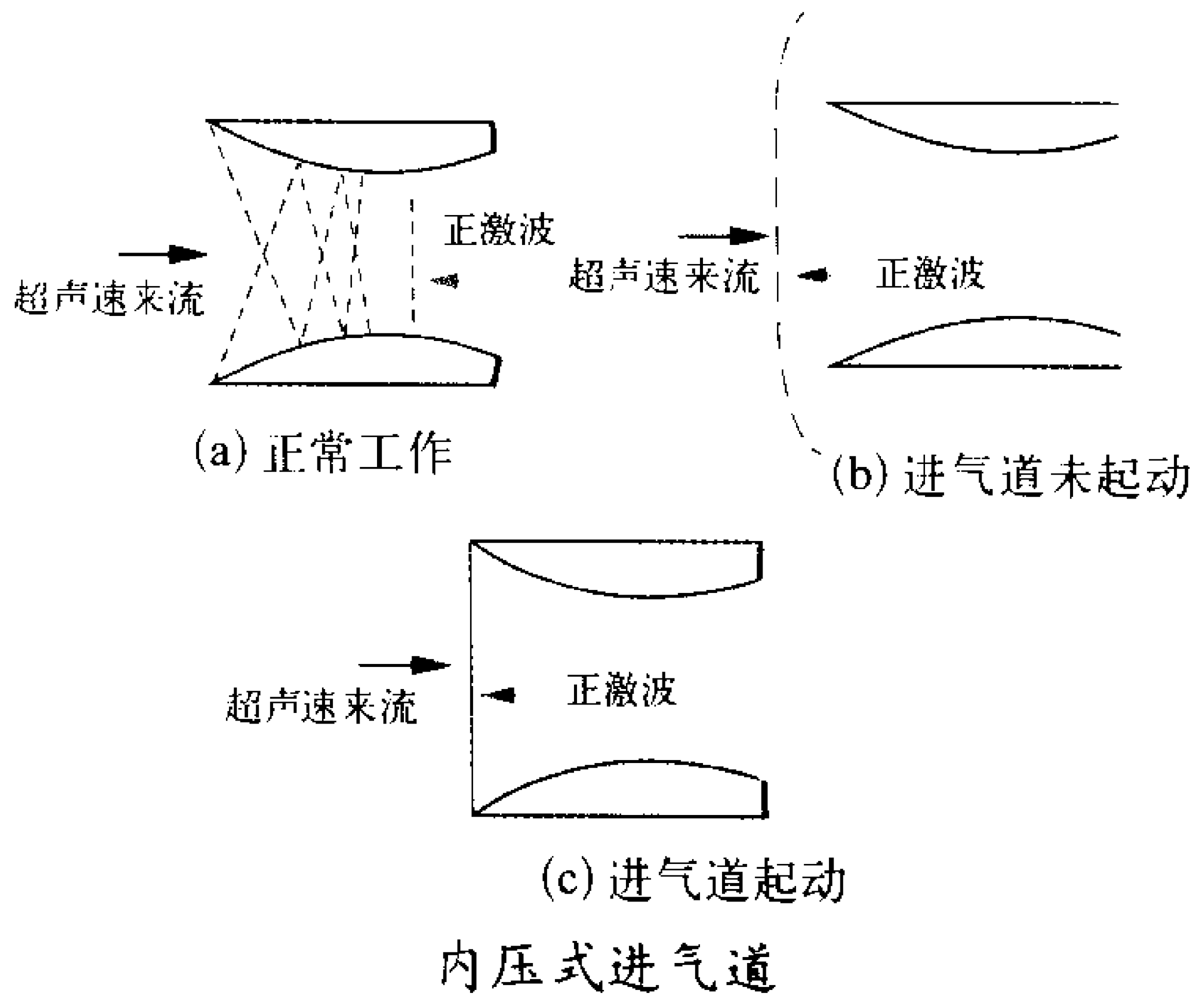
内外涵混合器

常用的混合器有：(1) 平行进气混合器或环形混合器；(2) 漏斗式混合器或多股射流混合器；(3) 菊花形混合器、裙边形混合器或波瓣式混合器等。

（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

neiyashi jinqidao

内压式进气道　internal compression inlet　在进气管道内通过激波系将超声速来流减速至亚声速流的进气道。内压式进气道内流流通面积的变化规律是先收敛后扩张（见图）。最小截面处为内压式进气道的喉道。其优点是外阻小，激波损失小。其缺点是存在着起动问题，因难以建立起正常的流动过程，通常必须采用可调节喉道或放大喉道尺寸等措施来解决，但采用可调节喉道使进气道结构复杂，实际应用受到限制，而采用放大喉道又将增加喉道处激波强度，即增加损失，故内压式进气道仍未见实际应用。



内压式进气道

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

neizhuangshi qidong fadianji

内装式起动发电机　internal starter-generator　装在发动机内的无刷交流起动发电机。电机转子装在涡轮风扇发动机的高速轴上，定子由发动机壳体构件支撑。这种结构可减少发动机迎风面积。

（撰写：张秉权　审订：杨燕生）

nengjiandu

能见度　visibility　视力正常的人，用目力能将目标物（或灯光）从背景中区别出来的远近程度。通常用所能看清楚物体轮廓（或灯光）的最大距离来表示，即能见距离。它是航空气象观测最主要的项目之一，也是飞行气象条件的重要内容。一般所说的能见度是指地面水平能见度。此外，还有空中能见度，它又可分为空中水平能见度、垂直能见度和斜视能见度等。

（撰写：王学永　审订：薛顺来）

nengliang gaodu

能量高度　energy height　又称单位能量。飞行中航空器单位重力（质量）所具有的位能和动能的能量总和，可用下式表示

$$H_E=\frac{E}{W}=h+\frac{V^2}{2g}$$

式中 H_E 为能量高度；E 为总能量；W 为重力；h 为飞行高度；V 为飞行速度；g 为重力加速度。能量高度是在没有损失的情况下动能（速度）全部转换为位能（高度）时，航空器所能达到的高度。若把全部位能（高度）转换为动能（速度）时，其对应的真速就是在给定的能量高度下，航空器所能达到的最大速度。

（撰写：李志强　审订：陈增江）

nengliang shifanglü

能量释放率　energy release rate　裂纹扩展单位面积时物体所释放的弹性能。含裂纹的物体，当裂纹有微量扩展时所释放的能量，一部分提供形成新裂纹表面的表面能，一部分为

裂纹尖端塑性形变功。能量释放率 G 等于弹性能对裂纹面积的导数

$$G=(\partial U/\partial A)_P=-(\partial U/\partial A)_\Delta$$

式中 U 表示物体中包含的弹性能，A 表示裂纹表面积，下标 P 表示外力保持不变，下标 Δ 表示施力点的位移 Δ 保持不变。

在线弹性时，能量释放率 G 与应力强度因子 K 之间有简单的对应关系：

Ⅰ型裂纹：$G_{\mathrm{I}}=K_{\mathrm{I}}^2/E$ （平面应力）

$G_{\mathrm{I}}=(1-\mu^2)K_{\mathrm{I}}^2/E$ （平面应变）

Ⅱ型裂纹：$G_{\mathrm{II}}=(1-\mu^2)K_{\mathrm{II}}^2/E$

Ⅲ型裂纹：$G_{\mathrm{III}}=(1+\mu)K_{\mathrm{III}}^2/E$

式中 E 为材料的弹性模量；μ 为材料的泊松比；下标Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ表示裂纹形式。

能量释放率是由能量分析所得出的概念，具有普遍适用的特点。 （撰写：郦正能 审订：张躬行）

nengliang yuanli

能量原理 energy principle 利用物理学中能量守恒与转化的基本原理，分析力学问题的各类方法的统称。这些方法常用的有总位能原理、余能原理以及一些广义变分原理，它们都可从虚功原理导出。能量原理一个重要特征是求能量的极小值（或驻值）等同于建立平衡方程（位移法）或协调方程（力法）。所用数学工具为变分法。

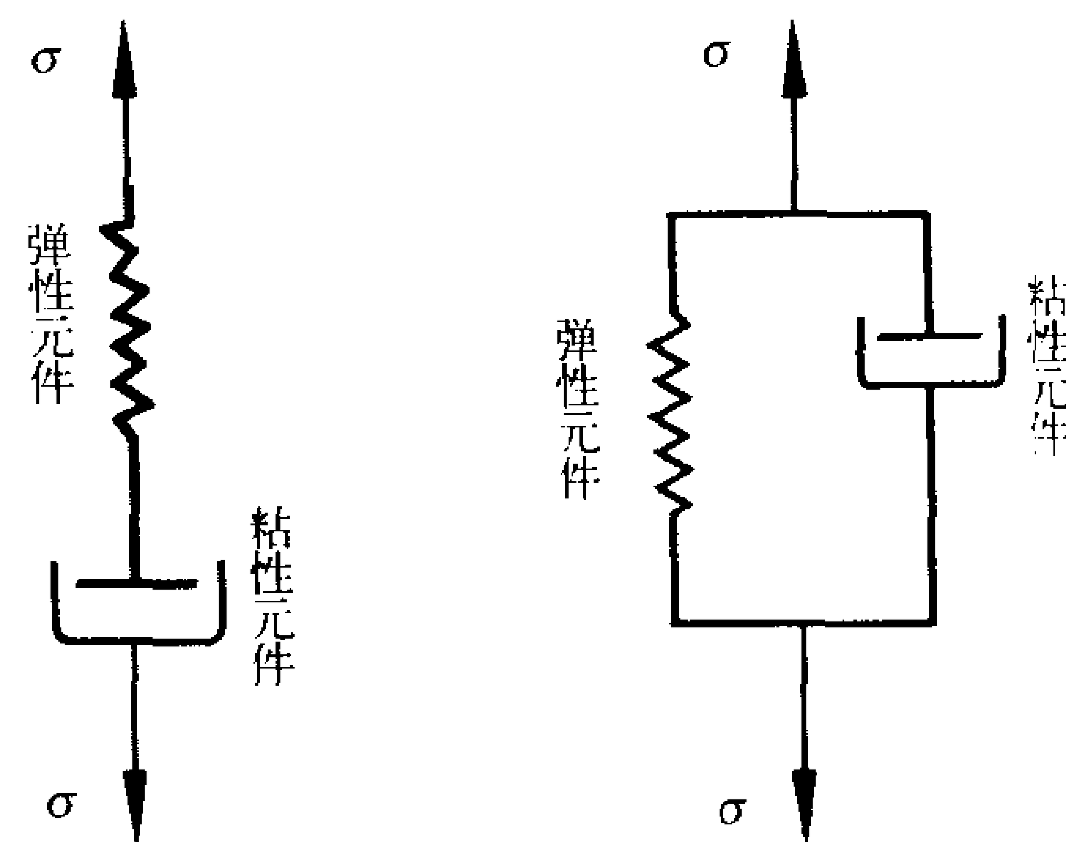
（撰写：何君毅 审订：张躬行）

niansuxing lilun

粘塑性理论 viscoplasticity 固体力学材料非线性的一个分支。它在考虑材料塑性性质与粘性性质基础上建立本构关系，并研究变形固体内应力与应变分布规律。理论上，粘塑性现象在很多物质中并且在所有工作环境下出现。对于金属材料在常温或温度不高时，通常变形速率下粘性可以忽略，但对于高温与高速变形（如冲击、穿透）情况下金属显示了除塑性性质外明显的粘性性质，应力与应变率及时间严重相关。为正确表现此时材料性态必须考虑粘塑性。最基本粘塑性力学模型是宾哈姆模型，它认为粘塑性情况下物体某点总应力为屈服应力与粘性应力（满足牛顿理想粘性率）之和。近年来为解决耐高温合金的分析问题提出了粘塑性统一本构理论，该理论不再将与时间相关的应变（主要是蠕变应变）同与时间无关的塑性应变区分开，统一为非弹性应变，而且不考虑屈服条件。该理论克服了原来计算高温结构理论区分两类应变所带来的理论上的缺陷（如无法解释循环载荷历程严重影响蠕变的现象，循环载荷下材料的强化或软化现象），得到很好结果，现已应用于由镍基合金各向同性、定向结晶、单晶材料制成的发动机燃烧室、涡轮叶片、盘、导向叶片等热端部件的分析中。此外，粘塑性理论还广泛用于飞机坠撞、车辆冲撞、物体冲击、穿甲等问题的分析以及金属压力成形过程模拟等领域。 （撰写：何君毅 审订：张躬行）

niantanxing lixue

粘弹性力学 viscoelasticity 固体力学材料非线性的一个分支。它在考虑材料的弹性性质与粘性性质基础上建立其本构关系，并研究变形固体内应力与应变的分布规律。所谓粘性是指材料的应力与应变率有关，对粘弹性理论而言，粘性主要用牛顿粘性定律（应力与应变率成正比）表达。在外力作用下，粘弹性体产生弹性变形，它不但与应力值有关而且与时间有关，因而它与弹性力学不同，应力与应变并非一一对应关系。通常用弹性元件与粘性元件的不同组合来描述复杂粘弹性体的本构关系。两种最基本的粘弹性体模型是弹性与粘性元件串联的麦克斯韦模型（图 a）与两元件并联的开尔文模型（图 b）。粘弹性理论中的几何与平衡方程与弹性理论相同。在航空航天领域，固体火箭发动机药柱材料、玻璃等具有明显粘弹性性质，而很多金属材料在高温下也具有这种性质。 （撰写：何君毅 审订：张躬行）



(a) 麦克斯韦模型 (b) 开尔文模型

粘弹性体力学模型示意图

nianxing

粘性 viscosity 实际流体的一种属性，显示为抗拒流体变形率的内摩擦。设两块被流体分开的平行平板，距离为 d，其中一块在自己的平面内以等速 V 运动，另一块静止不动。实验表明，平板单位面积上所承受的摩擦力（或切应力）与 V/d 成正比。用速度梯度 $\mathrm{d}u/\mathrm{d}y$ 代替 V/d，式中 u 为两板中间的流体层的速度；y 为从静止平板起始的平板法向坐标。则相互滑动的流体层之间由粘性所产生的切应力一般可表示为

$$\tau=\mu(\mathrm{d}u/\mathrm{d}y)$$

式中 系数 μ 为粘性系数，又称粘度，它是表示流体介质粘性大小的一个系数，其值和温度有关。这个方程是牛顿（I. Newton，1642 ~ 1727）于 1687 年根据大量实验结果而提出来的，称为牛顿摩擦定律。服从这个定律的流体称牛顿型流体，简称牛顿流体。 （撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

nianxing liuti

粘性流体 viscous fluid 又称实际流体。具有粘性的流体。它是实际存在的流体。由于粘性作用，流体质点附在物体表面上，形成流体不滑移现象，因而产生摩擦阻力和能量耗散，此外，流体内部也有内摩擦和能量耗散。

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

nianxing xishu

粘性系数 coefficient of viscosity 又称粘度或动力粘度。互相滑动的流体层之间由粘性所产生的切应力与垂直于流动方向的速度梯度之比，用 μ 表示，其数值大小与流体介质的性质有关：液体的粘性系数随温度的升高而急剧减小；气体的粘性系数则随温度的升高而增大，并且随绝对温度 T 的变化可用幂次近似式表示

$$\mu/\mu_0=(T/T_0)^n$$

式中 参数下标“0”指某一状态时的参考值；n 为 1 ~ 0.5 之间的常数因子。对于空气，当温度 $T_0 = 273$ K 时，粘性系数 $\mu_0 = 16.8 \times 10^{-6}$ kg/(m · s)。常温下可取 $n = 0.76$，随着温度增高，n 向 0.5 方向减小。粘性系数的较精确表达式有萨特兰 (Sutherland) 公式。

流体的粘性系数 μ 与它的密度 ρ 之比常用符号 ν 表示，$\nu = \mu / \rho$，称为运动粘性系数或运动粘度。流体计算中，有时用 ν 比较方便。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

nianxing yacha zuli

粘性压差阻力 viscous pressure drag　由粘性间接造成的一种压差形式的阻力。空气粘性一方面产生表面摩擦，形成摩擦阻力，另一方面还改变了物面上的压力分布，使背风面上的压力降低，与迎风面上的压力之差形成一个向后的阻力，这就是粘性压差阻力。（撰写：航 科　审订：刘秋爽）

niaozhuang

鸟撞 bird-impact, bird-skrike　鸟类与飞行器之间的碰撞。飞行器被飞鸟撞击会造成重大事故，如撞破风挡玻璃、撞入发动机或撞坏尾翼和天线罩等均为不容许发生的严重情况，已成为飞机设计中必须考虑的重要因素，并要求通过耐鸟撞设计分析和试验验证。

鸟撞载荷的特点是瞬间撞击力大，会造成机体损伤。在理论上它与一般撞击问题的区别是：(1) 属于软体与弹性体的撞击；(2) 正撞最为严重，斜撞时应考虑鸟体滑移；(3) 鸟撞响应分析应计入应力波的影响；(4) 考虑到撞击区结构已呈塑性变形状态，通常要采用粘塑性本构关系；(5) 破坏机理的描述应采用动态断裂理论。

鸟撞试验通常采用规定质量的鸡通过气炮发射撞击结构的相应部位来考核，并要求鸟弹离开炮口时满足规定的飞行速度并处于自然飞行状态。（撰写：张 鹏　审订：张躬行）

ningshixing hongwai jiaopingmian zhenlie

凝视型红外焦平面阵列 staring IRFPA　见电子卷。

nongyeji

农业机 agricultural aircraft　专门用于农业、林业和牧业的飞机。主要任务包括：播种、施肥、喷药、除草以及森林资源调查、护林灭火等。农业飞机使用季节性强，往往兼作他用以提高经济效益，如用来载客或载货，成为一种以农业为主的多用途飞机。

大多数农业飞机只装有一台气冷式活塞发动机或涡轮螺旋桨发动机，仪表和无线电设备比较简单，只有一名驾驶员，飞机的总重量在 3 t 以下。多用途飞机装有一台或两台发动机，仪表和无线电设备比较完善，飞机也更重一些。农业飞机大多为下单翼，以便于在全翼展上固定喷撒装置。作业时因机翼离作物较近，下单翼可增强扰流对植物的作用，有利于提高喷撒效果。许多飞机采用前缘缝翼、双缝襟翼或襟副翼等增升装置，不仅可以改善飞机在简易跑道上的起飞和着陆性能，而且能提高超低空飞行时的安全性。单发动机飞机多采用后三点式起落架。双发动机飞机多采用前三点式起落架。



中国的 N-5A 农业机

农业飞机的最大平飞速度一般在 300 km/h 以下。为了减轻重量，采用蒙布或薄金属蒙皮结构，也常使用较轻的玻璃钢结构。农业飞机的有效载重可达飞机总重的 35% ~ 40%。喷撒设备有喷液和喷粉两种，主要由药桶、风扇搅拌器和喷撒装置等组成。锥形药桶常用塑料制成并置于飞机的重心处，喷液管道多安装在机翼的后缘或翼尖。鱼尾状喷粉装置则固定在机身下方。

（撰写：袁奇荪　赵 庸　修订：赵群力　审订：任源博）

nongye zhishengji

农业直升机 agricultural helicopter　用于农业喷药、施肥、播种等田间作业的直升机。一般均由轻型直升机改装而成。尽管直升机使用成本较高，但由于其飞行高度、速度很低，尤其通过旋翼下洗流的作用，其喷洒效果较固定翼农业机为好。利用直升机飞行特点，更适于在山区和小面积土地上作业。（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

nusaiershu

努塞尔数 Nusselt number　表征流体流动中与热交换有关的一个参数。在绕流问题中有壁面传热时的一个无量纲相似参数，通常用符号 Nu 表示

$$Nu = Kl / \lambda$$

式中 K 为传热系数；l 为特征长度；λ 为热导率。传热系数 K 又可写成

$$K = q_w / (T_w - T_0)$$

式中 q_w 为壁面热流；T_w 为壁面温度；T_0 为参考温度。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）



oula fangcheng

欧拉方程 Euler equations 无粘性气体动力学方程组。它包括连续方程、动量方程和能量方程。早期的欧拉方程仅指理想流体运动的动量方程，它是欧拉（L. Euler）于1755年首先提出的。随着计算流体力学的发展，把连续方程与能量方程也包括在内。以散度形式表示的欧拉方程为守恒型，在计算流体力学中较为常用。 （撰写：黄明恪 审订：张仲寅）



π dingli

π 定理 π-theorem 断言一现象中各变量间的关系可以化为一些无量纲参数间的关系。如果某一物理现象共涉及到 m 个物理量，而这 m 个物理量中包含有 n 个基本量纲，则可任取 n 个独立的物理量为基本纲量，推导出由这 n 个物理量组成的 $(m-n)$ 个无量纲参数之间的关系。这个结论称为 π 定理，称这些无量纲参数为相似参数。例如研究飞机的空气动力特性，根据经验可知，作用在飞机上的空气动力 R 主要取决于远前方的来流速度 V_∞、空气的密度 ρ_∞、压力 p_∞、空气比热(容)比 γ、粘性系数 μ_∞ 以及飞机的特征长度 L、迎角 α 和侧滑角 β 等因素，即

$$R=f(\rho_\infty,\ V_\infty,\ L,\ \mu_\infty,\ p_\infty,\ \gamma,\ \alpha,\ \beta) \tag{1}$$

此时，$m=8$，这 8 个物理量中含有三个基本量纲，即长度(m)、力(N)和时间(s)，因此可取 L，V_∞，ρ_∞ 三者为基本物理量，即 $n=3$。由此可进一步列出 $m-n=5$ 个独立的无量纲参数

$$C_R=R/(\rho_\infty V_\infty^2 L^2/2)$$
$$\pi_1=\rho_\infty V_\infty L/\mu_\infty=Re$$
$$\pi_2=V_\infty/(k p_\infty/\rho_\infty)^{1/2}=M$$
$$\pi_3=\gamma \quad \pi_4=\alpha \quad \pi_5=\beta$$

于是式(1)可变成

$$C_R=f(1,\ 1,\ 1,\ Re,\ M,\ \gamma,\ \alpha,\ \beta)$$

或

$$C_R=F(Re,\ M,\ \gamma,\ \alpha,\ \beta) \tag{2}$$

式中 C_R 为空气动力系数；Re 为雷诺数；M 为来流马赫数；Re，M，γ，α，β 等 π 值为相似参数。比较式(1)和式(2)可见，即使函数 f 或 F 的具体形式尚不知道，但是利用 π 定理可使影响参数归并成组，参数个数减少，简化函数的结构，便于进行数据整理和理论分析。

(撰写：范洁川　审订：忻鼎定)

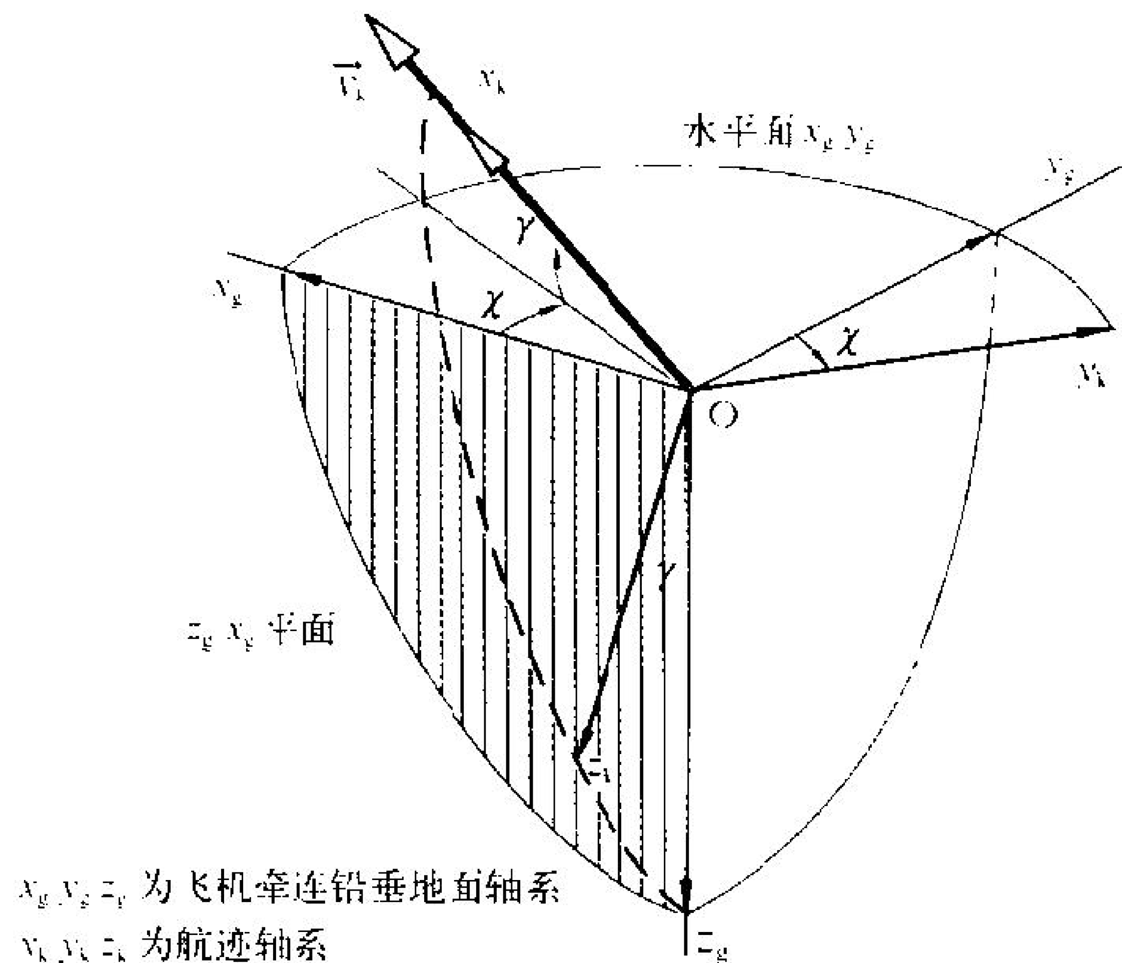
pasheng

爬升 climbing 又称上升。飞机沿着一定的上升角增加高度的飞行。爬升性能是飞机重要的性能指标之一。空战中为了迅速取得高度优势，需要尽快地增加高度，争取时间，占据有利位置，以取得空战主动权。飞机每秒钟所增加的高度称为上升率。只有上升速度和上升角都比较大时，才能获得最大上升率。获得最大上升率的速度称为最快上升速度。驾驶员爬升时都要保持最快上升速度。随着高度增加，发动机推力逐渐减小，飞机最大上升角和最大上升率也随之减小。

(撰写：李玉璞　审订：李志强)

pashengjiao

爬升角 angle of climb 航迹速度与水平面的夹角。用 γ 表示。当航迹速度位于过原点的水平面之上时，γ 为正。



航迹轴系相对于飞机牵连铅垂地面轴系的方位

(撰写：航 标　审订：刘秋爽)

pashenglü celiang

爬升率测量 measurement of climb rate 在飞行试验中测定飞机的爬升率(m/s)，又称垂直速度，即在爬升时飞行速度的垂直分量 $V_z=dH_p/dt$。测量方法是：飞机起飞后，在低空(气压高度 $H_p=500\sim1000$ m)加速至既定速度，然后保持不变的发动机试验状态，用给定的各个高度上的爬升速度(预先用加速法或锯齿法测得)连续爬升至可能的最大高度，测取高度、速度(或 M 数)、纵向过载、法向过载、迎角、燃油温度、风速、耗油量、大气温度、发动机状态等主要参数。通过连续取点和利用 $V_z=dH_p/dt$ 公式计算后，可得 $V_{z\max}=f(H_p)$ 关系曲线，然后进行对 M 数、纵向过载、飞机重量、温度、发动机转速、飞行状态、风速和风速梯度的修正和换算，最后获得在标准条件的 $V_{z\max}=f(H_p)$ 关系曲线。这是用直接爬升法获得的；另外还可用加速法和锯齿法获得。

(撰写：李志强　修订：张克荣　审订：屈见忠)

paifang wuran

排放污染 emissive pollution 燃料燃烧后从发动机排出的燃烧产物中某些成分对空气的污染。这些成分主要包括 CO、NO、NO_x、SO_2 及未燃烃(HC)等。这些污染物还可分成两类：(1) 直接污染环境的一次污染物；(2) 其中某些成分在自然条件作用下发生化学反应产生新的污染物。如未燃烃在阳光的作用下经光合作用产生臭氧。排放物的浓度用 1 kg 燃料燃烧时生成的某种排放物的毫克数或 ppm 来表示。美国环保局(EPA)在 20 世纪 80 年代初期曾规定航空燃气涡轮发动机的排放标准：CO 和未燃烟不超过 70 ppm，NO_x 不超过 5 ppm。用离心喷嘴雾化燃料的航空发动机燃烧室很难达到上述标准。在慢车状态往往发生 CO 及 HC 超标，而大功率状态则往往发生 NO_x 超标。经过试验研究，采用空气雾化喷嘴，改善燃料和空气的混合，可使排气污染达到上述指标。然而，由于世界各国日益重视对环境的保护，环保部门提出更严格的排放标准。目前民用航空发动机厂家已经采用分区供油、分级燃烧的办法减少污染。在慢车时减少喷嘴数目，将燃烧限制在较小的区域；而大功率状态用全部喷嘴供油，在较大的空间燃烧。这样做在功率变化时控制了燃烧区的温度，既不过高，也不过低，保证全面满足

P

排气污染物的标准。（撰写：王洪铭　审订：陈大光）

paiqi chongliang

排气冲量　exhaust impulse　计算发动机推力性能的重要气流参数。其表达式为

$$I_p = \frac{G}{g} v + A \cdot p$$

式中 I_p 为排气冲量；G/g 为喷管出口截面上的气流质量流量；v 为喷管出口排气速度；p 为出口截面上的气流静压；A 为喷管出口截面积。排气冲量越大，发动机总推力越大，喷管中的各项损失均将影响到排气冲量的数值。

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

paiqi wendubiao

排气温度表　exhaust gas thermometer　测量喷气发动机尾喷管平均排气温度的仪表。其结构与工作原理参见汽缸头温度表。（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

paiqi xitong

排气系统　exhaust system　用于将燃气排至大气的所有零部件的总称。其主要功能是将涡轮后或加力燃烧室后的高温高压燃气膨胀加速并排至大气之中。通过调节喷管喉道面积来改变涡轮和喷管中的燃气膨胀比的分配，改变压气机和涡轮的共同工作点，实现对发动机工作状态的控制，也就控制了发动机的性能参数，改善了发动机的起动性以及在接通、断开加力时基本不影响发动机的工作。随着航空技术的发展，排气系统的功能也随之不断扩展，如垂直起落飞机中排气系统可使排气喷流转向 90°；为减少着陆滑跑距离，排气系统可提供反向推力；在新一代战斗机上为实现过失速机动，提高飞机机动性，排气系统可提供矢量推力，为飞行提供俯仰、偏航、滚转等气动控制力和力矩；为提高飞机的生存力，排气系统可具有低红外辐射、低雷达散射截面和低噪声等性能。

排气系统的构成根据飞机、发动机的功能和要求的不同而不同；其主要组成可包括：延伸管、喷管、推力矢量偏转装置、反推力装置、红外抑制装置、噪声抑制装置以及冷却空气系统等。（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

paiqi yalibiao

排气压力表　exhaust gas pressure gauge, power loss indicator　又称功率损耗表。测量轴流式涡轮喷气发动机的排气绝对压力的仪表。它有数个排气压力探头和静压孔，安排在排气管壁四周，静压孔的静压 p_s 通至表壳内，真空膜盒感受此静压，压力探头感受的排气压力 p_t 通至开口膜盒内，开口膜盒感受的膜盒内外压力差（$p_t - p_s$）。两个膜盒的位移均通过传动放大机构，带动指针旋转，并使指针转角与两个膜盒感受的压力信号之和成比例，从而指示排气的绝对压力。

（撰写：刘传芳　审订：王占林）

paisheng fazhan

派生发展　derivative development　在航空产品型号的一种型别的基础上根据需要，通过研究发展，研制出具有不同性能或功能的另一种型别。派生发展实际上就是一种改进改型。派生发展的概念强调了以原有型号为基础，可以节省费用和时间，降低风险。派生发展得到的新型别与原型别有很大程度的共同性，主要是飞行平台的基本气动特性和或基本结构形式有共同的基础。对军机来说，派生发展可以降低军费开支，便于部队换装。对民机来说，派生发展有利于使产品形成系列化，扩大市场份额。

（撰写：贾鑫　郑作棣　审订：金允汶）

panxuan

盘旋　turn　飞机在水平面内作等速圆周飞行。盘旋（如图1所示）一般有 15°、30°、45°、60° 和最大允许坡度的盘

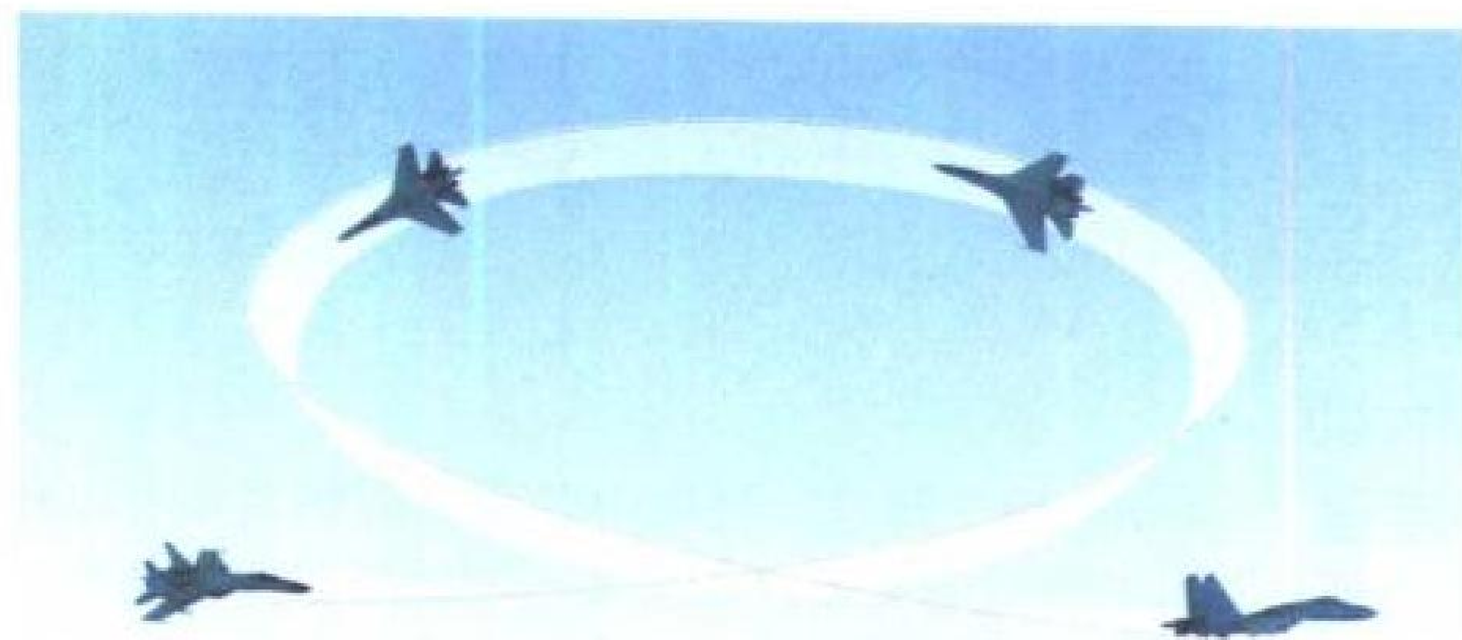


图 1　盘旋

旋。稳定盘旋要求在同一高度上旋转 360° 以上，盘旋的速度和坡度不变。作盘旋时驾驶员压杆和蹬舵要协调一致，使飞机形成坡度，升力倾斜，水平分力形成向心力，垂直分力平衡重量，保持高度不变（如图 2 所示），根据天地线、地平仪保持预定的坡度。盘旋坡度越大，向心力就越大，在同一速度下盘旋半径越小，盘旋时间就越短。作坡度较大的盘旋时，驾驶员在压杆、蹬舵的同时要适当的拉杆，以增大升力。飞机也可以作改变高度的盘旋，在上升中作盘旋称盘旋上升；在下滑中作盘旋称盘旋下降。盘旋在空战格斗中有着重要作用，如果我机盘旋性能好，在盘旋中争取了主动，就可以切到敌机内侧攻击敌机。盘旋性能好坏是衡量飞机水平机动性能的指标之一。

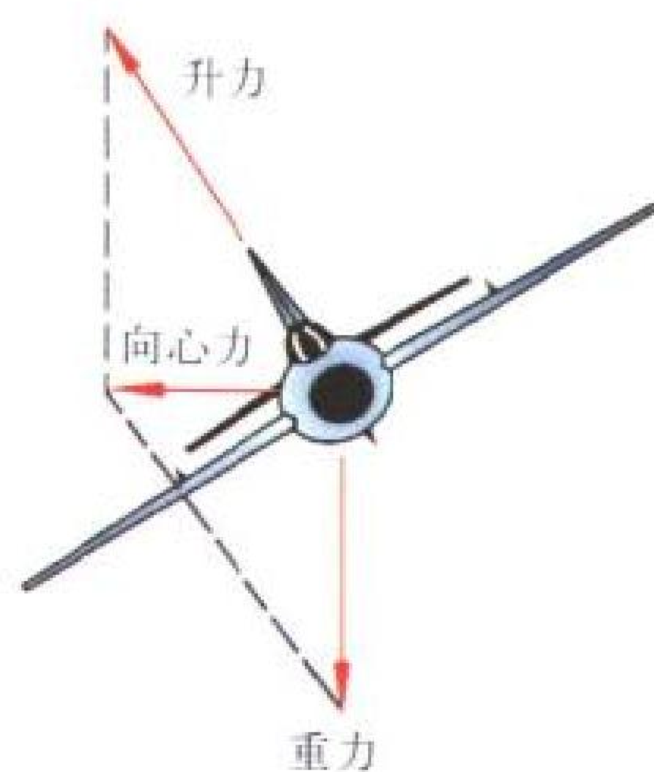


图 2　盘旋时飞机所受向心力

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

panxuan xingneng celiang

盘旋性能测量　measurement of turning performance　通过飞行试验测定飞机的盘旋性能。盘旋性能是评定飞机在水平面内的机动特性的重要指标之一。试飞方法是：选取 3 ~ 5 个试验高度，分别在每一个高度上，给定发动机状态（如全加力状态或最大状态），以几种不同的速度（不少于 5 个）及相应于该速度、高度、发动机状态、飞机重量下的最大法向过载作一定时间的稳定盘旋，测取高度、速度（或 M 数）、法向过载、纵向过载、迎角、燃油温度、耗油量、大气温度、发动机状态参数等主要参数以及必要的辅助参数。对计算盘旋性能所需的参数进行大气温度、发动机状态、飞机重量的修正和换算。根据公式计算出盘旋半径、盘旋时间，最后绘出不同高度上盘旋半径、盘旋时间、盘旋法向过载随 M 数变化的关系曲线。该方法要求试飞员具有较高的驾驶技术。（撰写：戈平　修订：王传煌　审订：张克荣）

paodao

跑道 runway 机场中供飞机起飞和着陆滑跑用的铺筑地段。根据所用建筑材料的不同，跑道分为混凝土、沥青、碎石、金属板、土质、树脂跑道，以及利用冻土、冰雪、盐层等天然条件修筑的跑道。公路跑道是平战结合的产物。跑道的长度与宽度、道面的强度与厚度、跑道的设施取决于所接受飞机的类型、机场任务、机场的地理条件（海拔高度、气温、地貌等）和道面摩擦系数等因素。标准的长度与宽度见下表。根据接受飞机能力的不同，通常将跑道分成目视着陆

跑道的标准长度与宽度

/m

机场等级	特级	I级	II级	III级
基本长度	>2800	2800~2300	2300~2000	<2000
宽　度	50	50	45~50	40~45
适用范围	远程轰炸机 远程运输机	中程轰炸机 中程运输机	战斗机、近程轰炸机、中近程运输机	近、短程运输机 初级教练机

跑道、非精密仪表着陆跑道和精密仪表着陆跑道。这些跑道常设有不同的目视助航设备，包括不同的识别标记和灯光助航设备，以标志跑道标记、中心线、入口端、固定距离、边界线、接地段等。必要时，机场可设平行的两条跑道，或交叉的两条或多条跑道；平行跑道的最小间距要满足飞行安全要求。（撰写：王立群　审订：姬永兴）

paodao biandeng

跑道边灯 runway edge lights 标志跑道纵向轮廓的灯光设备。对称地设在跑道两侧的道肩上，距跑道边沿两侧约 1 ~ 2.5 m 处。跑道边灯采用轻型易折的立式灯具。跑道中段每 50 m 设一只，灯光为白色；跑道两端 600 m 范围内每 50 m 设一只，灯光为黄色，表示着地区域（亦称刹车灯）。在跑道长度二分之一处的跑道边灯两侧，横向各设置 2 只发射可变白色光束的灯具，灯具的横向间距为 3 m。


跑道边灯

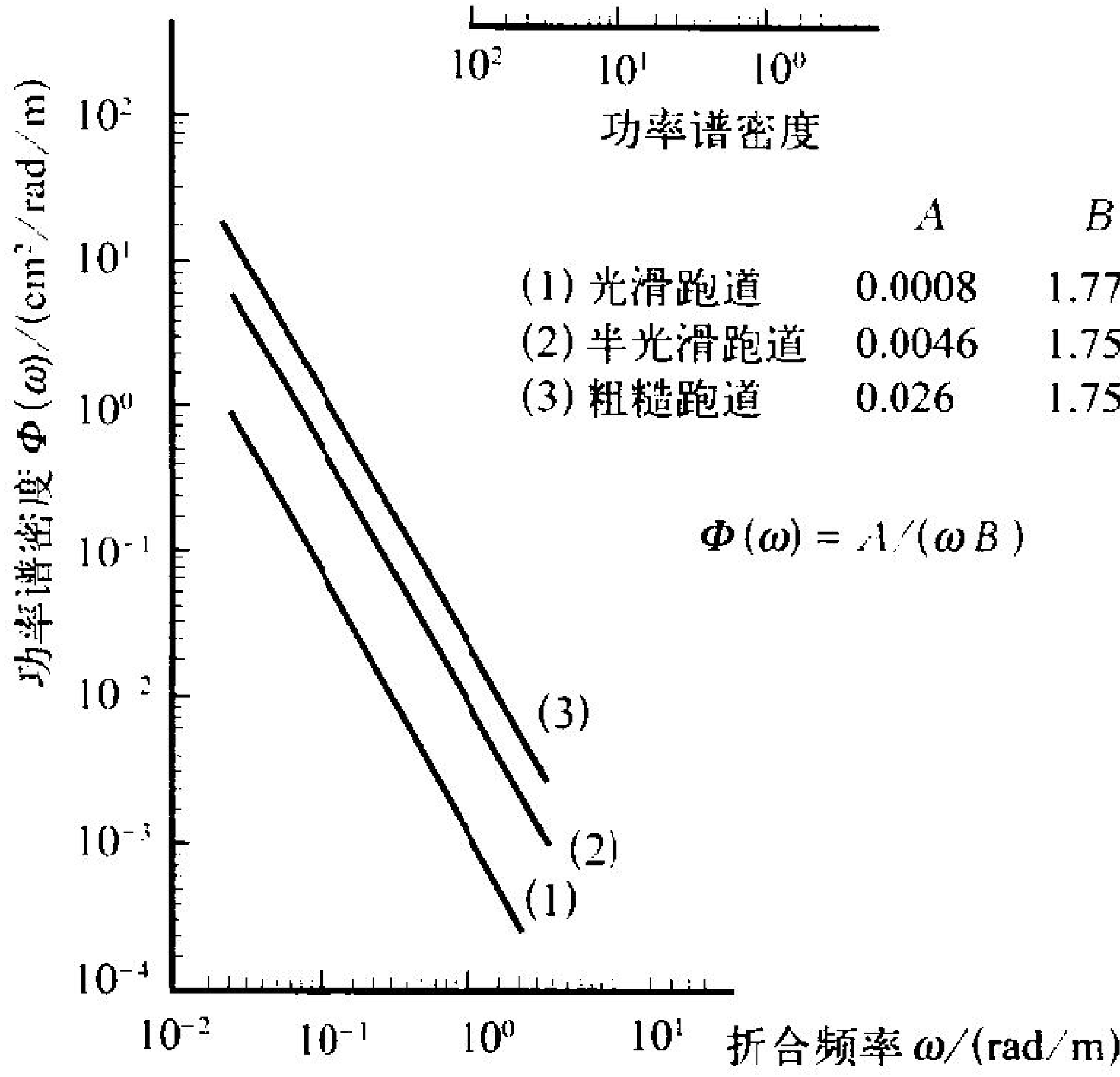
另外在靠土跑道侧的跑道边灯中心线与联络道中线相交处，要设一只跑道边灯，该灯的位置不一定刚好在 50 m 的倍数上，因此其他黄色跑道灯允许以此灯为基准作适当调整，但灯距不超过规定值，跑道两侧的灯要相对应。跑道边灯由灯光变电站控制，使用单独的两个回路。

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

paodao cucaodu

跑道粗糙度 runway roughness 跑道表面的凹凸不平和波浪起伏的程度。工程上通常选择与跑道中心线相平行的几个剖面利用仪器测得有关数值。

飞机（特别是大型飞机）在粗糙跑道上滑行引起结构振动和相当高的动应力，造成疲劳破坏和空勤人员、乘客的恶劣环境。20 世纪 60 年代以来，对此进行了大量研究，已能对飞机在地面滑行过程中所受的垂直方向载荷以及各部位的过载等，利用跑道粗糙度作为原始参数，通过飞机和起落架结构的动响应计算加以确定。跑道粗糙度的表示法，目前常用的有两种：(1) 功率谱密度表示法，如图所示；(2) 剖面表示法。当利用这两种方法计算滑行载荷和结构动响应时，前者误差较大，后者计算工作量较大。



跑道粗糙度的功率谱密度图

（撰写：航　科　审订：何君毅）

paodao dengji

跑道等级 runway class 跑道按承载能力和长度划分的等级。按道面承载能力划分的等级即道面等级；军用机场的这类等级分为 A、B、C、D、E 5 个等级。按长度划分的等级分为特级、一级、二级和三级等 4 个等级。中国军用机场跑道的长度与宽度一般为：特级机场，长度大于 2800 m，宽度 50 m（部队）或 60 m（航校）；一级机场，长度 2300 ~ 2800 m，宽度 50 m（部队）或 60 m（航校）；二级机场，长度 2000 ~ 2300 m，宽度 45 m（部队）或 50 m（航校）；三级机场，长度小于 2000 m，宽度 40 m（部队）或 45 m（航校）。各级机场跑道的长度需要根据其机场的海拔高度和最热月的平均气温进行修正。海拔高度每增加 100 m，特、一、二、三级机场的跑道长度分别增加其基本长度的 2.5%，3.2%，2.1%，2.3%。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

paodaoduan anquanqu

跑道端安全区 runway end safety area 又称端保险道或保险道。设于跑道两端的为防止因飞机冲出跑道或提前接地造成事故而整修的地区。位于对称于跑道中心的跑道延长线上，与升降带端相邻。其长度要求按机场等级的不同而不同：特级与一级机场，200 ~ 300 m；二级机场，300 ~ 400 m；三级机场，200 m。宽度为跑道、土跑道的宽度同跑道、滑行道之间平地区靠跑道一侧 50 m 之和。各级机场的跑道端安全区，都要求在邻接跑道的 60 m 范围之内建有过渡道面。根据需要，可在跑道端安全区内设置阻机砂堤或砂坪，或配置拦阻设施。（撰写：王立群　审订：陈志伟）

paodao duandeng

跑道端灯 runway end lights 标志跑道尽头的灯。采用轻型易折的立式灯具，高出地面的高度不大于 0.35 m。设在跑道两端部的外边缘处，每侧共 4 只，两只的连线与跑道轴线垂直，靠里的一只与跑道边灯形成一直线，靠


跑道端灯

P

外的一只距里侧灯 2 ~ 3 m。灯光为红色。由灯光变电站控制，与主跑道灯接在一条回路上。

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

paodao nengjian juli

跑道能见距离 runway visual range　驾驶员在飞机接地点沿跑道方向所能见到的跑道、跑道灯光或标志物的最大距离。通常可由站在跑道头的气象观测员沿跑道方向目视测定，或用安装在紧贴着跑道边上的跑道能见度距离测定仪测得。一些先进的机场已装备能自动记录、计算和电视显示的跑道能见距离测定仪。　（撰写：王学永　审订：薛顺来）

paodao rukoudeng

跑道入口灯 runway threshold lights　标志飞机下滑进入跑道的灯。设在跑道端边线外侧不大于 3 m 的平行线上，对称于跑道中线。通常每侧设 4 只，每端共 8 只，采用轻型易折的立式灯具，其高出地面的高度应不大于 0.35 m，灯光为绿色。位置、灯型、功率及控制要求同跑道端灯。



跑道入口灯

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

paodao wendu

跑道温度 runway temperature　又称场温。机场跑道面上空约 1.2 m 处的空气温度（℃）。场温值对于飞机起飞、着陆及飞行试验、校验性能的计算是一个重要的数据。

（撰写：王学永　修订：王吉昌　审订：薛顺来）

paodao zaiheshu

跑道载荷数 runway load number　表征机场跑道能够承受飞机起落载荷的能力。跑道的承受能力取决于机轮载荷、轮胎充气压力和跑道的结构类型。为了避免跑道损坏必须考虑跑道的限制承载能力。目前采用下列不同特征参数对机场进行分类：

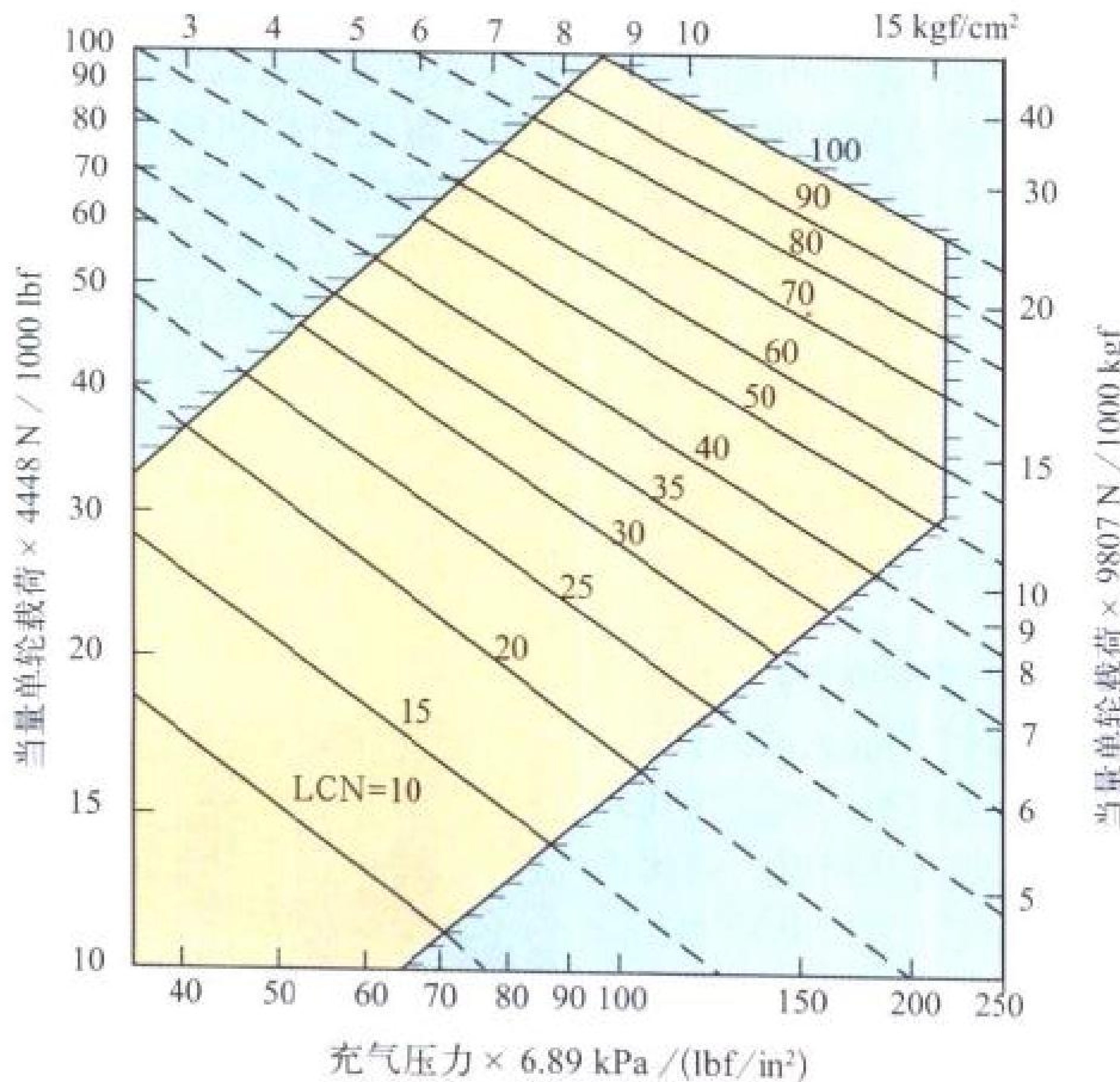
CBR：加利福里亚承载比

UCI：单位结构指数

RLI：跑道载荷指数

LCN：跑道分类数

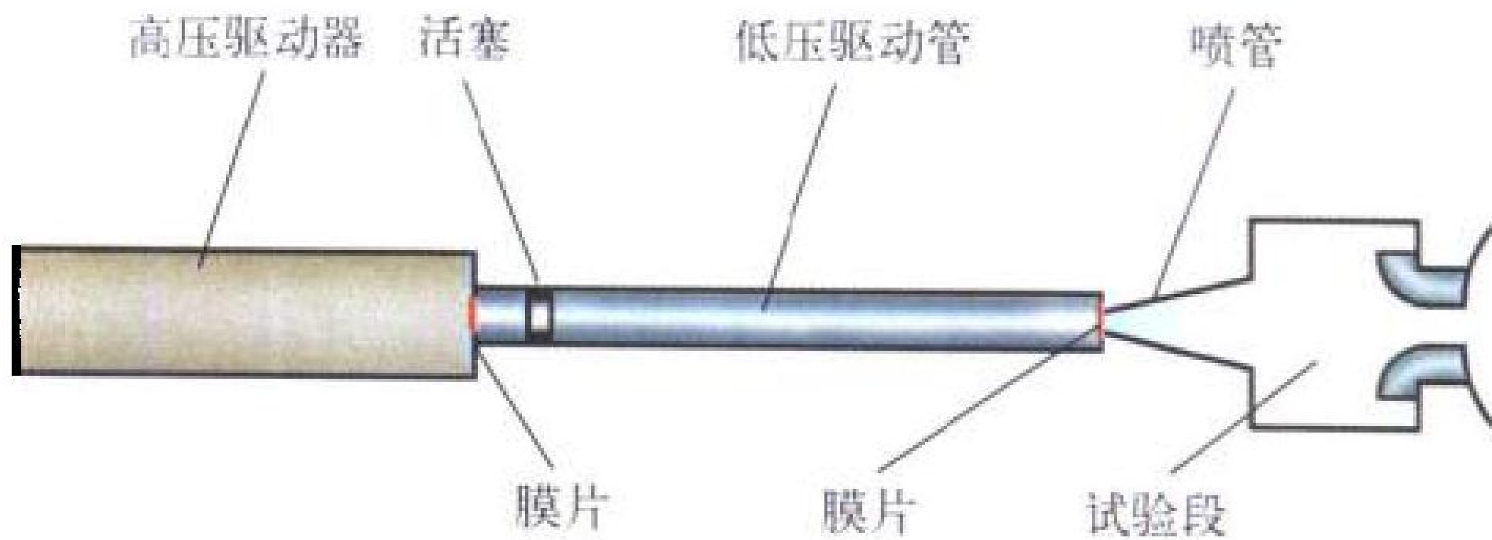
CBR 指数给出的跑道承载能力，表示为硬石构成地面承载能力的百分比。其他三个指数的含义类似，LCN 为国际民航组织（ICAO）给出的一种分类方法，被许多国家采用。各国对主要跑道均给出 LCN 的允许值。飞机必须设计成不超过机场 LCN 的最低值。ICAO 给出的不同轮胎压力和机轮载荷不同组合的 LCN 值见图。　（撰写：郦正能　审订：何君毅）



LCN 数值示意图

paofengdong

炮风洞 gun tunnel　由活塞驱动压缩加热气体作气源的风洞。工作原理与激波风洞类似。由高压驱动器、低压驱动管、活塞、喷管、试验段等组成（见图）。启动前，高压驱动器与低压驱动管之间，低压驱动管与喷管之间均用膜片隔开。活塞位于低压驱动管中靠近高压驱动器膜片的下游。启动后，当膜片破裂时，活塞被推动，压缩它前方的空气而产生激波。激波又从驱动管的末端反射回到活塞，使气体进一步加热。当活塞的压力相等时，活塞运动停止，而加热的压缩气体使驱动管和喷管之间的膜片破裂，气流经过喷管进入试验段。炮风洞中能够进行的试验和激波风洞相同，但能够达到的最高温度受活塞的限制。对炮风洞活塞的设计要求很高：活塞必须很轻，以便在很短的驱动段内将它加速到超声速；活塞必须具有足够的强度，以便它能够经受膜片破裂之初所产生的非常高的加速度、温度和非均匀负荷。由于活塞的限制，驱动和被驱动压力比通常低于激波风洞，因此，其激波强度和能够达到的温度也远比激波风洞低，但其工作时间较激波风洞长。　（撰写：范洁川　审订：吕志咏）



炮风洞示意图

peidian wangluo

配电网络 power distribution network　由馈电电缆、汇流条及控制保护设备等部件组成的飞机电能传输网路。飞机电网可以按电压电流类型、结构功能或导线数目等分类，如直流电网、交流电网、供电网、配电网及应急电网等。直流电网及单相交流电网多采用以飞机机体为负端的单线制，这种电网电路简单、敷设方便、重量轻，但易短路，易受干扰，对导线的绝缘要求较高。交流电网多采用三相四线制，以飞机的机体为中线，这种供电体制既可提供三相电力，也可提供线电压及相电压两种不同电压值的交流电，是交流供电的主要形式。按照电网规模、功能和可靠性要求的不同，电网的形式可选择集中式、分布式或混合式。为了提高供电可靠性，还可以采用环形电网，但重量较大。

（撰写：韩西生　审订：杨燕生）

peidian xitong

配电系统 electrical power distribution system 实现飞机电能传输、分配、保护和管理的系统。由汇流条、馈电电缆、配电板、开关、断路器、功率控制器等组成。飞机配电系统由早期采用简单开关，目前发展到采用固态器件、计算机和多路传输总线。飞机配电的方式通常按供电性质划分，有交流、低压直流、高压直流或混合式系统等；按电网的布局划分有常规配电布局、遥控配电布局、固态配电布局等方式。飞机配电系统的控制管理目的是为了确保在不同的飞行阶段中均能可靠地给飞机用电设备供电。首先要保证对飞机重要用电设备可靠地供电，局部电网失效时应将正常供电改变为应急供电，切换失效部分，以保证重要负载的用电。计算机管理的配电系统除能保证用电的安全性外，还可实现负载的自动管理，使电网运行于最佳的状态。

（撰写：韩西生　审订：杨燕生）

peidian xitong kongzhi baohu yuanbujian

配电系统控制保护元部件 control and protective components in power distribution system 电网正常运行时控制电路的通断及切换、故障时对电网进行保护的元部件。由于配电系统的复杂程度不同，其控制保护元部件差异很大，各种元部件类型见表。

配电系统控制保护元部件的类型

类　型	典型部件名称
接触器类	接触器；转换盒；功率控制器；地面电源转换盒
保护器类	断路器；熔断器
开关类	扳动开关；按钮开关；自锁开关；按钮
控制继电器类	电磁继电器；固态继电器
显示器类	指示灯；告警灯；数码显示器；多功能屏幕显示器
组合控制器类	配电板；控制显示板；功率控制单元；负载管理中心

（撰写：韩西生　审订：杨燕生）

peiping

配平 trimming 为了使飞机保持在所要求的定常飞行状态飞行，而对各操纵面及调整片偏角进行调整，以使绕飞机重心外力的合力矩为零，且各操纵面的铰链力矩及相应的驾驶力也等于零。这一操纵措施称为配平。

（撰写：航 名　审订：刘秋爽）

penguan dizu

喷管底阻 nozzle base drag 尾喷管底部面积上的压力小于外界大气压力时所产生的阻力。喷管底阻是排气系统外阻力的一部分。底阻是由喷管底部的内流和外流相互干扰而形成的，底部流动很复杂，其中包括湍流、分离流、激波—边界层相互干扰等；通常在亚声速流动时底部流动主要是分离旋涡流动，而在超、跨声速流动时底部流动是底部区的激波形成的超、跨声速粘性混合流动。影响喷管底阻的因素包括喷管形状、底部几何参数、边界层参数，以及内、外流气流参数。喷管底阻通常由风洞吹风试验测定或由数值计算确定。（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

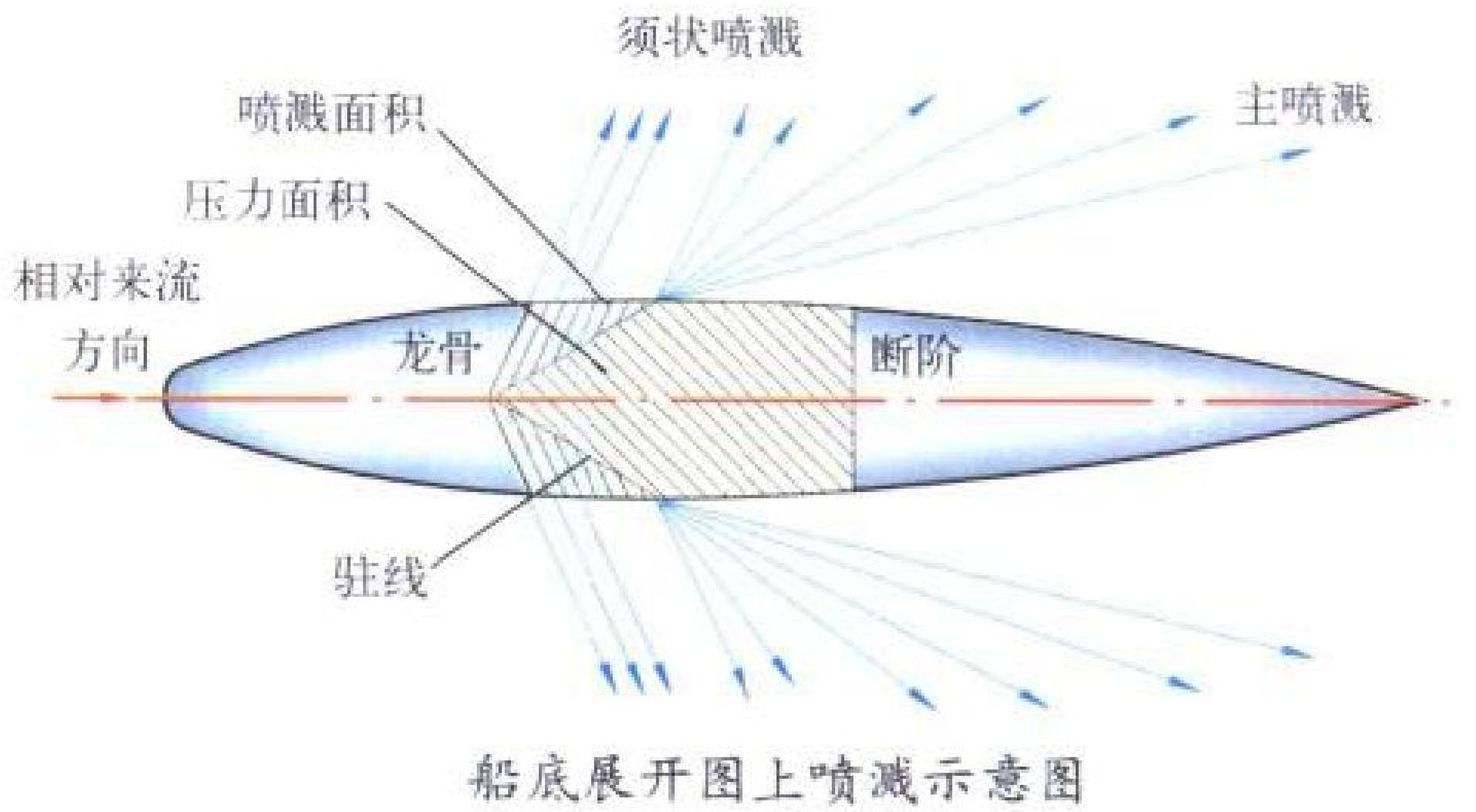
penguan pengzhangbi

喷管膨胀比 nozzle expansion ratio, nozzle pressure ratio 又称喷管落压比。尾喷管出口截面气流总压与周围大气静压的比值。有些情况下定义为尾喷管喉部截面气流总压与外界大气静压的比值。喷管进口总压与周围大气静压的比值称为喷管实际膨胀比。它是发动机循环的重要参数。喷管膨胀比的大小取决于发动机类型、发动机工作状态和飞行条件等。喷管出口气流速度值与膨胀比有密切关系，如收敛喷管出口速度随膨胀比的增大而增加，当出口气流马赫数达到1.0时，其相应的膨胀比为临界膨胀比。喷管膨胀比大于临界膨胀比的情况下，收敛喷管出口处的静压将大于周围大气静压，形成欠膨胀和推力损失。在超声速飞行时喷管膨胀比将增至10 ～ 35，为取得良好的推力性能须采用收敛—扩张喷管，扩张段的面积比与喷管膨胀比密切相关；喷管膨胀比与喷管扩张段面积比不相协调，将会导致喷管出口气流的过膨胀或欠膨胀，均将产生推力损失。

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

penjian

喷溅 spray 水上飞机的船身在水面运动过程中，船底与水面交界处驻线附近出现水的堆积，压力升高，当水的压力与水面大气压形成一定的压差时，一部分水就会离开水面喷出，称为喷溅。船身前后体都会产生喷溅，但前体产生的喷溅较为严重。前体喷溅，按其水流喷出的形态分为主喷溅和须状喷溅（见图）。主喷溅又称膜状喷溅，是沿着驻线顺延方



船底展开图上喷溅示意图

向喷出的一股锥形膜状水流。它流量大、速度快、位置高、危害较大，可能危及螺旋桨、发动机、襟翼、翼下悬挂物、平尾和垂尾等，并产生较大的喷溅阻力。须状喷溅是从驻线向外贴着船底喷出的像须状的水花。由于在须状喷溅浸润面积上的压力已经接近大气压，若不考虑流动损失，根据伯努利方程，可知须状喷溅的速度近似等于水流速度，即船身速度。这股喷溅流流量小、速度低、危害也小，但也可能模糊风挡，影响驾驶员视界。通常采用挡水板就可抑制。

（撰写：航 科　审订：刘秋爽）

penjian zuli

喷溅阻力 spray resistance 又称滑行阻力。水上飞机在水面运动，特别是在高速滑行时的一种水动阻力。因由喷溅产生，故而得名喷溅阻力。（撰写：航 科　审订：刘秋爽）

penqi feiji

喷气飞机 jet aircraft 用喷气发动机作为动力装置的飞机的统称。（撰写：赵群力　审订：任源博）

penqiqudongshi zhishengji

喷气驱动式直升机 jet-driven helicopter 由旋翼桨叶的桨

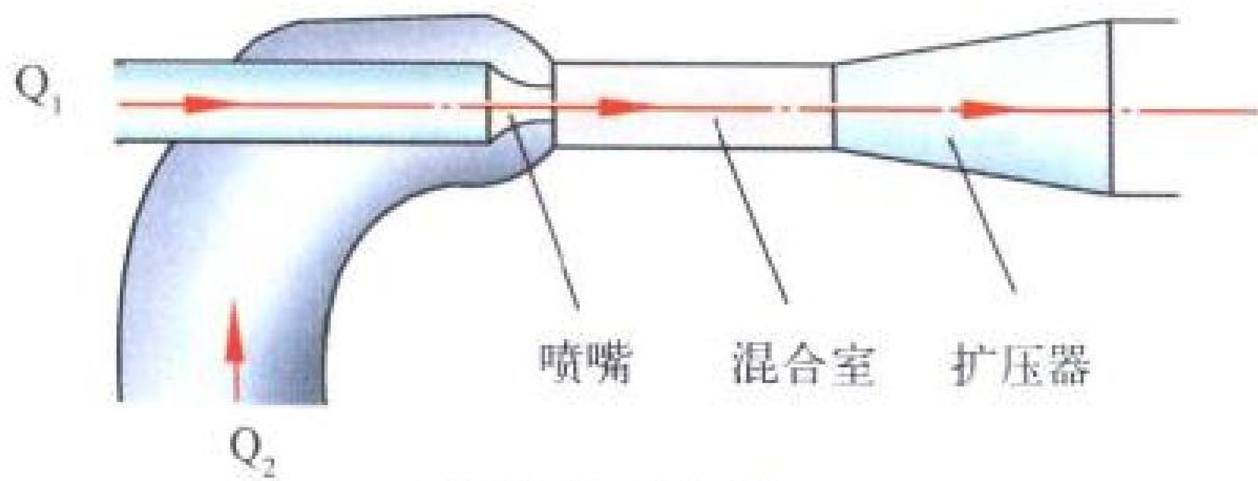
P

尖喷气产生反作用力来驱动旋翼旋转的直升机。一种方式是把喷气发动机直接安装在桨尖，另一种方式是由安装在机身上的发动机提供压缩空气由导管输往桨尖喷出。喷气驱动形式的优点是无需机械传动系统及平衡旋翼反扭矩的尾桨。但由于技术复杂、耗油量大等原因，喷气驱动式直升机至今并没有投入批生产或实际应用。

（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

penshebeng

喷射泵 injection pump　又称射流泵。一种利用引射原理工作的泵。由喷嘴、混合室和扩压器组成。图中 Q_2 为要被增压并输送的液体。Q_1 为动力源，相当于拖动其他形式的泵的电动机或发动机。工作时，高压工作液体 Q_1 自喷嘴以高



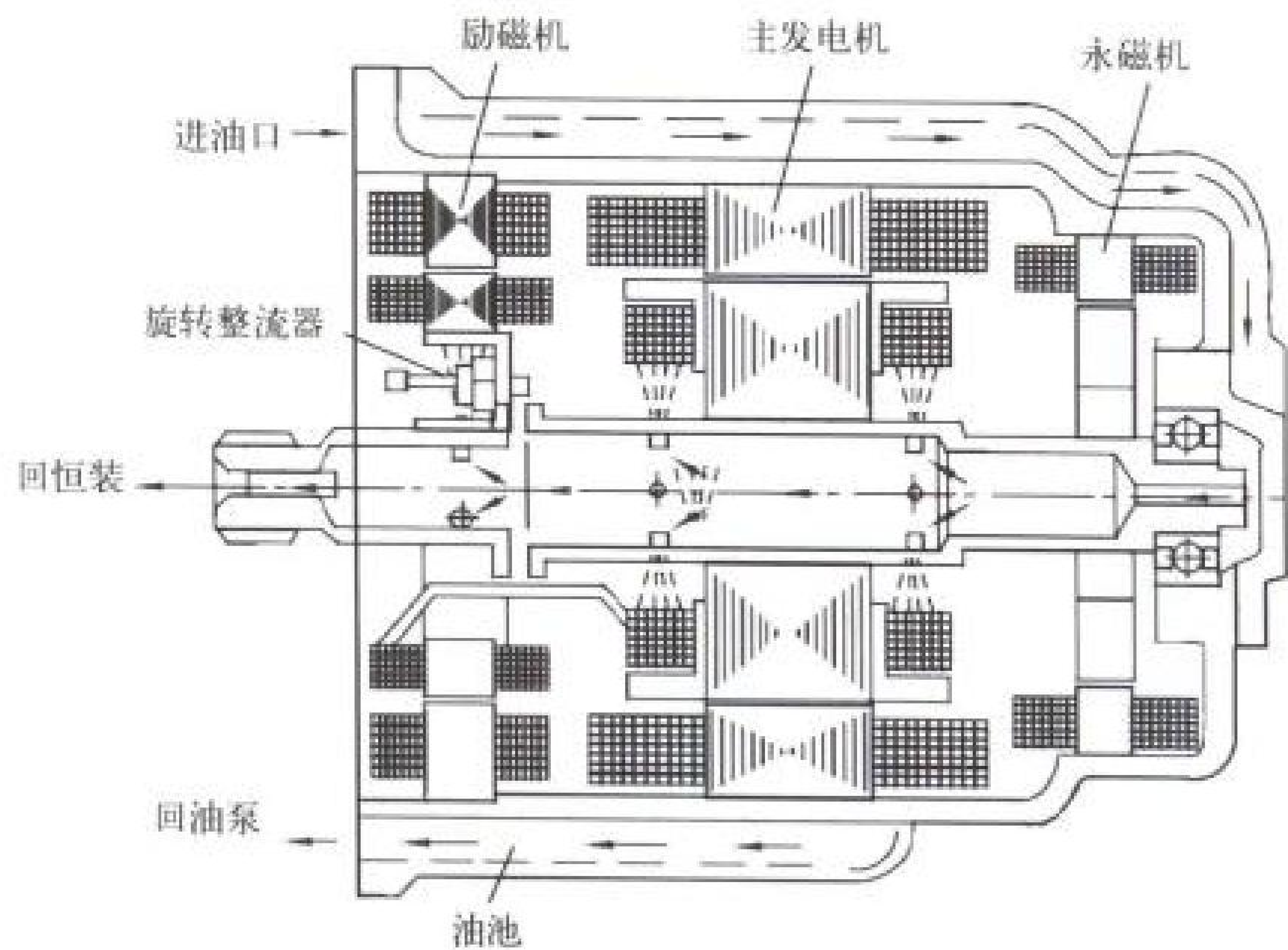
喷射泵示意图

速喷出，在出口处产生一负压区，液体 Q_2 被吸入，从而 Q_2 源源流出与 Q_1 混合，然后在扩压器内将大部分动能转变为压力能，从而得到增压和输送。它结构简单、维修方便、重量轻、工作可靠、寿命长，但效率甚低。

（撰写：楼根良　审订：王洪铭）

penyou lengque fadianji

喷油冷却发电机 oil spray cooling generator　油雾直接冷却发热部件的发电机。喷油冷却飞机交流发电机结构如图。



喷油冷却飞机交流发电机剖面图

由于雾状冷却油直接与电机绕组、铁芯、旋转整流器等发热部件接触，冷却面积大，传热和散热效果比循油冷却好，可提高发电机的电磁负荷，减小发电机的体积和重量。当前先进的飞机交流发电机都采用喷油冷却。喷油冷却发电机通常与机械液压差动式恒速传动装置组合一体，称为组合电源装置，它们共用一个油路系统。

（撰写：刘迪吉　审订：杨燕生）

penyou zhuangzhi

喷油装置 fuel spraying unit　加力燃烧室中使燃油雾化的装置。通常指喷油杆(spray bar)、喷油环(fuel injection ring)和它的多个喷油嘴(fuel injector 或 atomizer)，喷油嘴是使燃油雾化的关键装置。最简单的喷油嘴是杆或环上的小孔，叫直射式喷嘴，靠供油压差射流雾化，油压较高时雾化良好，使用时可顺喷、逆喷或侧喷，因结构简单、重量轻、布置方便，而使用广泛，但油压低时雾化差。也有用离心式喷嘴和空气雾化喷嘴的，因结构复杂、重量大，加力燃烧室上应用不多。此外加力燃烧室还有使用挡板式喷嘴和变面积喷嘴的。

（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

pengzhangbo

膨胀波 expansion wave　见马赫波。

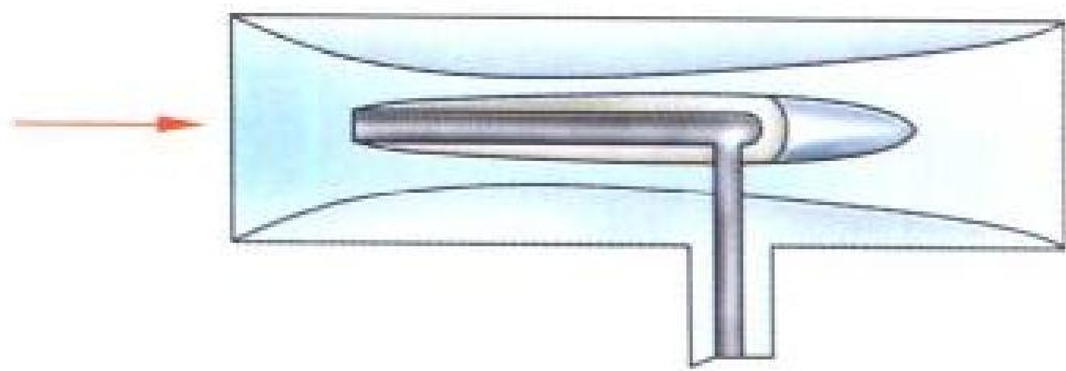
piliang shengchan

批量生产 batch production　航空产品通过生产定型或取得型号合格证后，由经批准生产定型的或取得生产许可证的航空制造企业按用户订购的数量、型别、交付期分批次进行的生产。每个批次须有一定“批量”。

（撰写：全允汶　审订：张昌龄）

pituoguan

皮托管 pitot tube　又称总压管。一种感受气流总压的测量装置。它是一根在头部开有总压感受孔的圆管。用于低速者，头部呈半球形；用于跨、超声速者，头部为平端，所测的为正激波后的总压。



基尔管

基尔(Kiel)管是皮托管的一种(见图)。它的优点是在亚声速较大的气流偏角范围内总压的测量准确度不受偏角影响。半球形头部的皮托管在约 3° 的气流偏角开始出现总压误差；锐利平头的皮托管在约 8° 的气流偏角开始出现误差；而基尔管开始出现误差的气流偏角超过 30°，故适用于存在大的气流偏角状态。（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

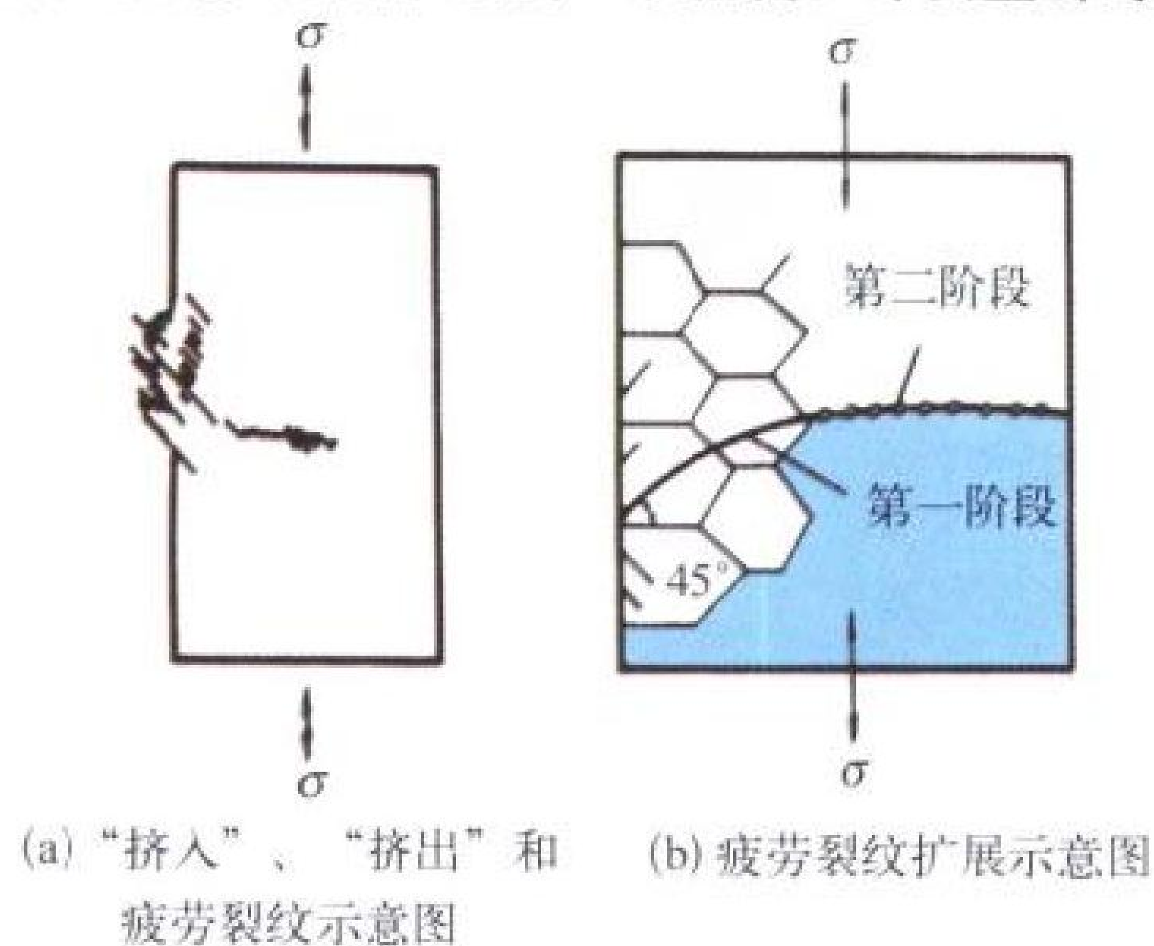
pilao jili

疲劳机理 fatigue mechanism　疲劳裂纹生核及扩展过程的微观本质。目前关于疲劳裂纹生核问题的解释是：在交变载荷作用下，试样上产生滑移带，随循环周次增加，滑移带逐渐增多并加宽，在滑移最严重的区域表面产生“挤入”、“挤出”，少数滑移带变得更加明显；这种滑移带称为“驻留滑移带”。驻留滑移带扩展便形成疲劳裂纹源和微小裂纹。

改善表面滑移不均匀(涂层、镀层等)、表面强化、细化晶粒(晶界应力分布均匀)、减少夹杂物含量或改善其分布等消除驻留滑移带可延缓疲劳生核，提高疲劳寿命。

对于疲劳裂纹的扩展过程，通常认为可分为两个阶段(见图)。第一阶段，在交变载荷下，从疲劳源开始的滑移带沿主滑移面向金属内部扩展，滑移面取向大致与主应力 σ 轴线成 45° 角。这阶段裂纹扩展很慢，每一个应力循环扩展速率为埃($1Å=10^{-8}$ cm)数量级，经过数个晶格后，裂纹通过晶界逐渐转向，和主应力 σ 轴线垂直而进入第二个阶

段。这是裂纹扩展的主要阶段，扩展比第一阶段快，速率为 μm（1 μm = 10^{-4}cm）数量级，断口上的疲劳条纹主要在这一阶段形成。裂纹扩展到一定程度，即发生瞬时断裂。



(a)"挤入"、"挤出"和疲劳裂纹示意图　(b)疲劳裂纹扩展示意图

疲劳裂纹扩展示意图

（撰写：曹定国　修订：郦正能　审订：张躬行）

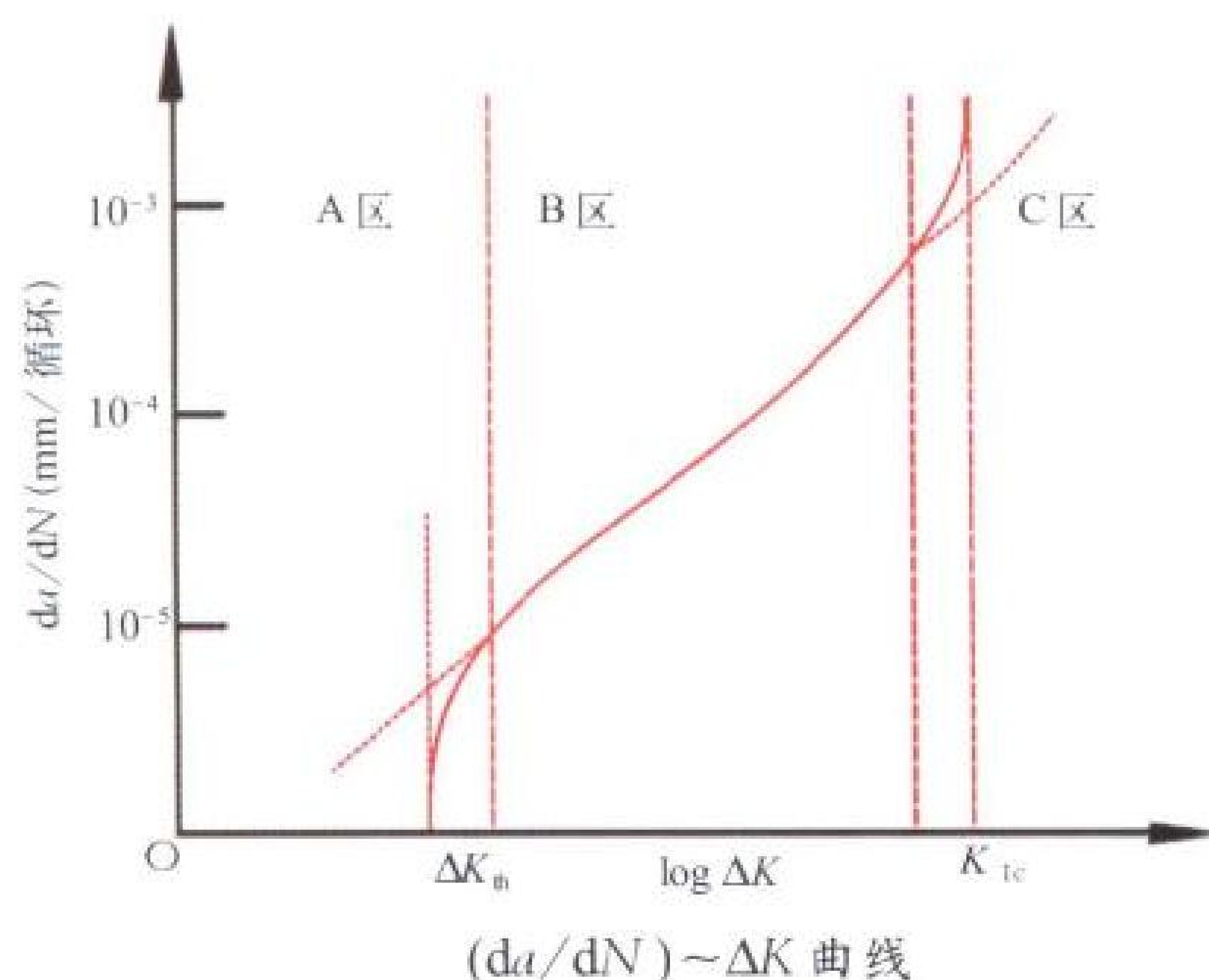
pilao jiasu shiyan

疲劳加速试验　accelerated fatigue test　借助某种等效原则，改变试验中某个主要因素，以缩短试验周期而得到等效试验结果的方法。疲劳试验中常采用提高应力水平的方法，并根据积累损伤理论得到等效的疲劳寿命。在长寿命试验中，如 Prot 方法，一开始施加约为持久极限估计值的 60% ~ 70% 应力水平，在试验中连续增加应力水平，直至试件破坏。如此对各个试件采用不同的应力水平增长率，求得试件破坏时应力水平和应力水平增长率的关系，外推得应力水平增长率为零时的应力水平即为持久极限。

（撰写：航 科　审订：郦正能）

pilao liewen kuozhanlü

疲劳裂纹扩展率　growth rate of fatigue crack　裂纹长度在一个疲劳载荷循环过程中的扩展量。一般用 da/dN 表示。高周疲劳的大量实验证明，应力强度因子是控制裂纹扩展率 da/dN 的主要参量，即 da/dN 与应力强度因子幅值 ΔK 间有一定函数关系。一般情况下 $(da/dN) \sim \Delta K$ 关系曲线在双对数坐标面上可以分成三个区域（见图）。在 A 区域，存在



$(da/dN) \sim \Delta K$ 曲线

ΔK 的某一下限值 ΔK_{th}，当 $\Delta K < \Delta K_{th}$ 时，疲劳裂纹不扩展，ΔK 稍微大于 ΔK_{th} 时，da/dN 急剧增加，$(da/dN) \sim \Delta K$ 呈平行于 da/dN 坐标轴的直线。ΔK_{th} 称门槛值，或称界限应力强度因子幅值。此阶段裂纹扩展率较低，断口呈平直状。在 B 区域，$(da/dN) \sim \Delta K$ 在双对数坐标中仍呈直线关系，但裂纹扩展缓慢，断口呈疲劳形剪切斜断口。在 C 区域，裂纹扩展率迅速增加是由于延性撕裂机制和循环亚临界裂纹机制叠加而引起的。该曲线转折点一般在恒定的裂纹张开位移幅度下发生，即 $\Delta\delta_t = 3.96 \times 10^{-2}$ mm。断口有明显韧窝。

表示裂纹扩展率的经验公式较多，较常用的有帕里斯 (P. C. Paris) 提出的

$$da/dN = C(\Delta K)^n$$

式中 C、n 为与材料有关的实验常数。Paris 表达式简单方便，适用于 B 区裂纹扩展。考虑应力比 R 影响的沃尔克 (Walker) 公式为

$$da/dN = C[K_{max}(1-R)^q]^P \quad R \geqslant 0$$

$$da/dN = C[K_{max}(1-R)^t]^P \quad R < 0$$

式中 q 为叠层系数；t 为负应力比指数，C，P 为材料常数。

（撰写：郦正能　审订：张躬行）

pilao qiangdu

疲劳强度　fatigue strength　材料或构件在给定寿命下所能承受的应力值，通常由试验获得，并通过 S—N 图表示。S 表示试验时最大应力或应力幅，N 表示对应某 S 值试样达到破坏时的循环数或寿命。由于疲劳试验结果的分散性，通常给出的是相应于一定存活率的应力值，或平均值，一般取存活率为 50%。如用光滑试样所作的 S—N 曲线，曲线的水平段表示材料经无限次应力循环而不破坏，与此对应得最大应力表示光滑试样的疲劳极限 σ_{-1}。小于 10^7 次循环点所对应的最大应力，称为材料在该循环数下的"条件疲劳极限"。

（撰写：曹定国　修订：郦正能　审订：张躬行）

pilao shouming

疲劳寿命　fatigue life　又称疲劳总寿命 (fatigue total life)。在给定循环应力或一定的试验条件下，试件由开始加载直到出现疲劳裂纹或完全破坏所经受的应力循环次数。它由两部分组成，即疲劳裂纹形成寿命（或称无裂纹寿命）和裂纹扩展寿命。疲劳裂纹形成寿命通常指的是结构从开始加载到出现工程可检裂纹长度时所经历的时间；而裂纹扩展寿命则为由出现工程可检裂纹长度起直至发生疲劳断裂破坏所需的时间。疲劳寿命除以分散系数为结构使用寿命。

（撰写：郦正能　审订：张躬行）

pilao texing

疲劳特性　fatigue characteristics　材料或结构抗疲劳能力的泛称。它包括疲劳强度和疲劳寿命。也有人把疲劳质量、疲劳抗力、疲劳耐久性、持久特性或细节疲劳额定强度称为疲劳特性。材料疲劳特性是材料力学性能的一个方面。影响疲劳特性的因素有材料成分、热处理状态、试件尺寸形状、残余应力、受力情况及环境条件等等。

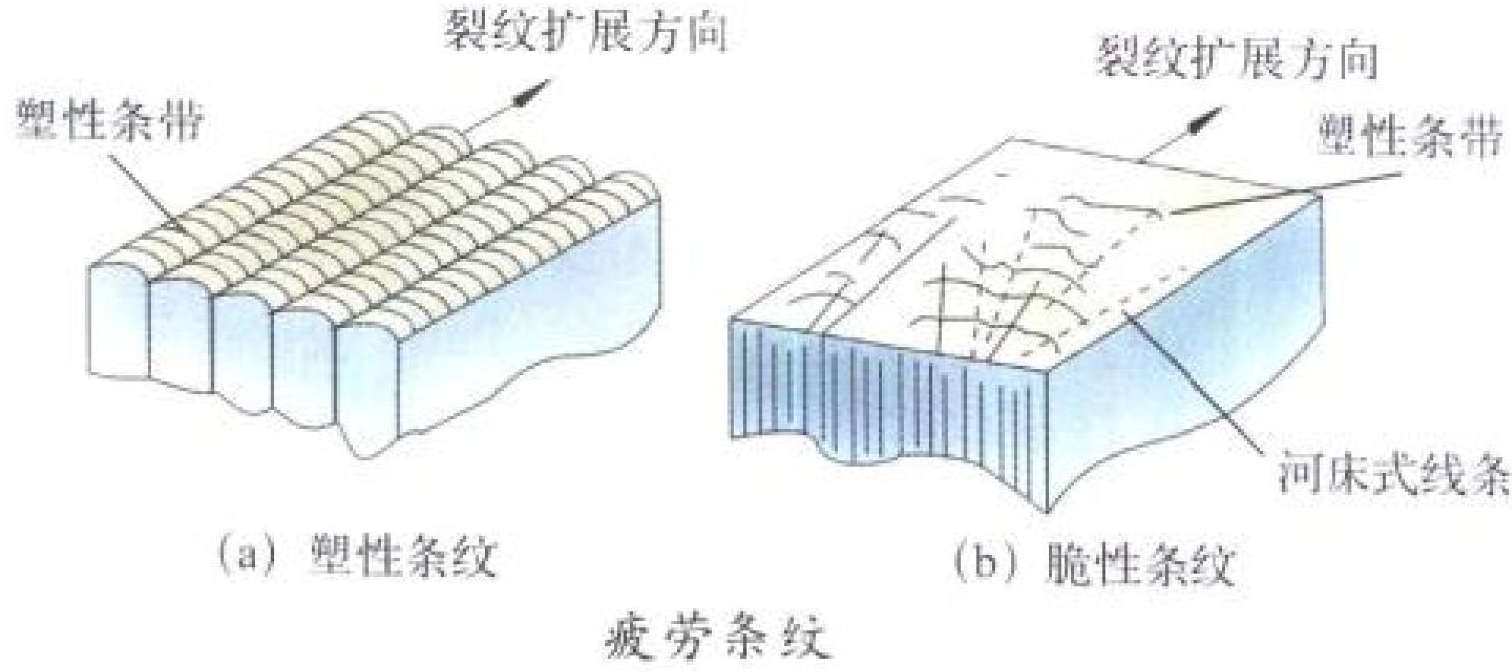
（撰写：曹定国　修订：郦正能　审订：张躬行）

pilao tiaowen

疲劳条纹　fatigue streak　又称疲劳辉纹、疲劳条带或裂纹前进休止线。在电子显微镜下观察金属疲劳断口时所看到的排列有一定规则的条纹。这种条纹的主要特征为一系列基本互相平行略带弯曲的波纹，它与裂纹的局部扩展方向垂直。每一条疲劳裂纹常代表一次载荷循环，而且条纹间距随外加载荷而变化：载荷大，间距宽；载荷小，间距

窄。

疲劳条纹有两种典型类型，即塑性条纹和脆性条纹（见图）。塑性条纹是较常见的，脆性条纹断口较少。疲劳条纹的存在是鉴别疲劳断裂的重要依据。



疲劳条纹

（撰写：曹定国　修订：郦正能　审订：张躬行）

pilao xiangying shiyan

疲劳响应试验　fatigue response test　在一组疲劳试验中，预先规定加载循环数（寿命），并在若干应力水平上作等幅试验，然后根据试件破坏数量进行数据处理，求出疲劳极限，或在任一指定的寿命下测定疲劳强度。

若每个试件的应力水平由上一个试件是否破坏而定，则为升降法（staircase 方法）。这是一种序贯试验方法，只要求较少的试件数，如 15 个，甚至 4 ~ 5 个，但试验周期并不能缩短（只能一个一个地做）。由试验结果得到疲劳强度的平均值。为缩短周期，可采用分组并进的改良升降法（modified staircase 方法）。（撰写：何君毅　审订：郦正能）

pilao zaihepu

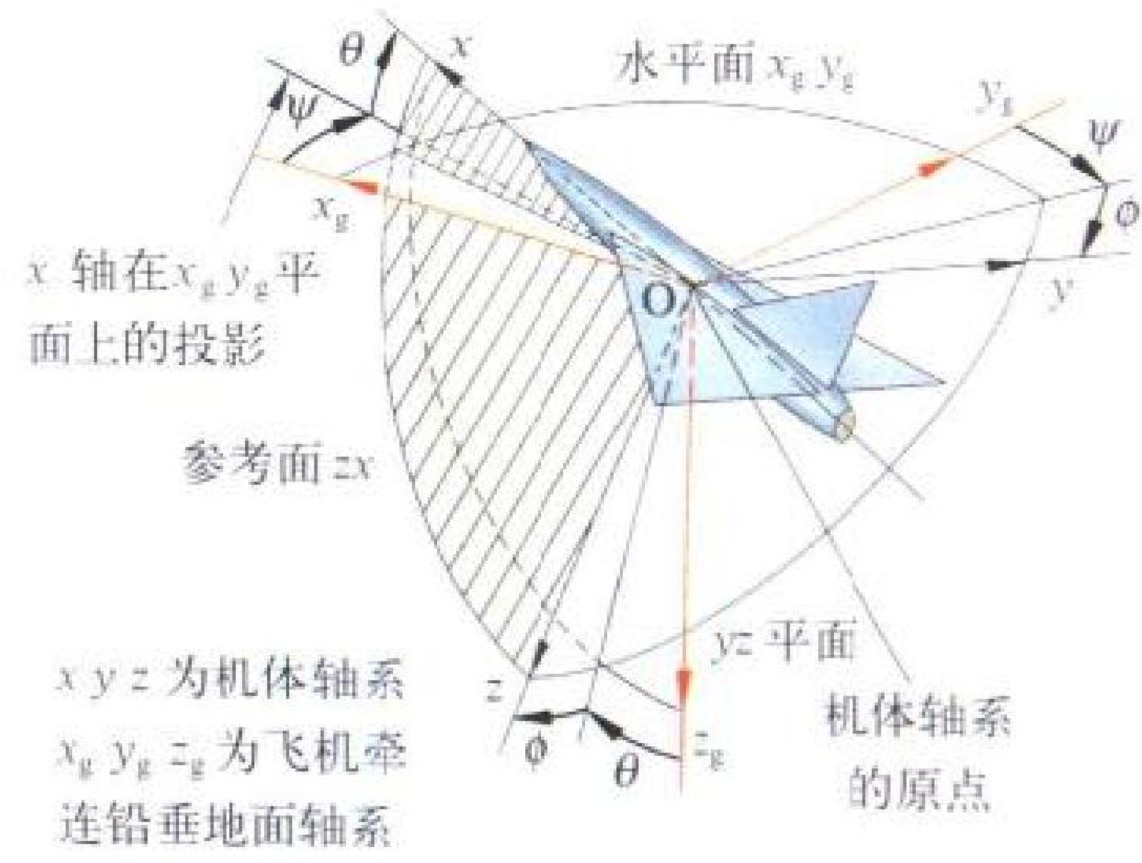
疲劳载荷谱　fatigue load spectrum　疲劳设计或试验时，试件、结构或构件所承受的载荷随时间变化的历程。通常由各种载荷大小及其相应的频率按出现的先后次序排列而成，或由随机载荷过程的统计特性来表示。在结构疲劳寿命设计、估算或试验时，它是必须首先提供的载荷条件。严格说，疲劳破坏和载荷随时间变化的整个历程有关。疲劳载荷谱代表载荷历程，在疲劳设计或试验时常根据疲劳损伤等效原则将实际载荷谱加以简化。常见的典型疲劳载荷谱有：等幅谱（又称常幅谱），程序块谱，随机谱，飞续飞谱。等幅谱为同一载荷水平，即最大应力和应力幅均不随时间历程变化。等幅谱最简单，试验时易实现，并且计算方便，但与实际情况差别大，故一般用于材料基本性能试验或对比试验。程序块谱为按载荷水平和循环次数组成小块，各小块再排列成程序块。程序块谱介于等幅谱和随机谱之间，曾得到广泛的应用。随机谱是载荷水平和载荷顺序按真实情况排列。随机谱较真实，但复杂。飞续飞谱是考虑飞机在使用中地—空—地交替运行效应，由一次飞行接着一次飞行的谱所组成。它能反映载荷次序对结构疲劳寿命的影响，比较贴近飞机实用情况。由于计算机和疲劳试验机的发展，目前在设计和试验时采用随机谱已无困难，故采用较多。广义的疲劳载荷谱应包括各种环境因素，如温度、腐蚀介质、噪声、湿度等。

（撰写：曹定国　郦正能　审订：张躬行）

P

pianhangjiao

偏航角　yaw angle　机体纵轴在水平面上的投影与 x_g 轴的夹角。常用 ψ 表示。其中 x_g 为飞机牵连铅垂地面坐标轴系中的 x_g 轴（见图）。



机体轴系相对于飞机牵连铅垂地面轴系的方位

（撰写：航　标　审订：刘秋爽）

pianhang liju

偏航力矩　yawing moment　飞机绕竖轴 Oz 左右摆动的运动叫偏航运动，产生这种运动的力矩叫偏航力矩。产生偏航运动的主要因素是飞机有侧滑、滚转、左右副翼偏转角之差、方向舵偏转以及非对称推力等。垂直尾翼、机身及方向舵是产生和改变偏航力矩的主要部件。当方向舵向左或右偏转时，就会产生使飞机绕 Oz 轴作向左或向右摆动的偏航力矩。规定沿 Oz 轴按右手定则确定偏航力矩的正负值。偏航力矩与 $\rho V^2 S\ l/2$ 的比值，称为偏航力矩系数，通常以 C_n 表示，其中 ρ、V、S 定义与升力系数中相同，l 为参考长度。偏航力矩系数为无量纲量，它与飞机形状、飞行姿态、雷诺数、马赫数等有关。（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

pianli

偏离　departure　飞机在超过失速迎角区飞行产生的一种发散的、大振幅的、非指令（不是由驾驶员有意操纵而引起）的机头侧偏（航向发散）或上仰。此时偏离和失控是同义词，飞机姿态角（俯仰角、滚转角、偏航角）的变化可能超过 20° ~ 30°。偏离导致飞机产生深度失速、过失速旋转或尾旋。

对于要求在失速迎角前大迎角作急剧机动飞行的飞机（第三代战斗机），要求飞机本体与飞行控制系统综合考虑，飞机应是非常阻抗偏离的。（撰写：高　浩　审订：顾诵芬）

pianguang liudong xianshifa

片光流动显示法　light-sheet flow visualization　一种用高亮度的片光照射流场显示断面流动特性的方法。这种显示方法常用于风洞和水洞试验中，目前多使用激光器做光源。把激光的点光源经柱面透镜和聚焦透镜变为片光源。片光厚度一般在 5 mm 以内。常规的片光可以显示出空间某个截面上涡的形态、涡核位置、旋涡旋转方向以及分离流的流动结构等。在此基础上发展起来的扫描式片光显示和多片光显示可以分别给出截面位置连续变化的涡流场和分离流场或同时给出多个截面的上述流场特性。近年来，发展了一种“复合式片光显示”技术。它是在使用常规扫描或片光的同时，在流场中投放示踪粒子（例如烟粒子），在模型下游用一个宽光谱光源照射观察区，形成扫描片光与烟流的复合。利用这项技术可以观察空间流场的整个面貌，例如，涡的生成和发展过程，涡核的位置和轨迹，涡破碎点位置及破碎形态、分离点的位置和分离流的结构等，尤其可以观察到非定常流场的变

化。片光显示的结果可以照相或录像记录。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

pinfen duozhi

频分多址　frequency division multiplex access (FDMA)　见电子卷卫星通信频分多址。

pinlü

频率　frequency　见周期振动与谐振动。

pinlü jiebian

频率捷变　frequency agility　脉冲雷达中，发射信号的载波频率以大于信号带宽的间隔，在相邻发射脉冲之间或相邻脉冲组之间变化，发射系统快速改变辐射频率的能力。通常该射频频率是按一定规律或随机地进行变化。采用这种技术的雷达具有对抗敌方电子干扰和良好的海浪杂波去相关能力。通常小范围的射频频率变化，即可有效地对海浪回波去相关，消除海浪杂波对雷达的干扰，若要有效地对付敌方施放的有源杂波干扰，则需要更宽范围和更快速的频率变化。频率范围变化可达 10% 或更大，并可在脉组之间或每个脉冲之间都采用不同的射频频率。（撰写：许伟武　审订：包德聪）

pingban xianshiqi

平板显示器　flat panel display　采用平板固态显示部件作为显示器件的显示器。常用于下视显示器。它把 CRT 显示器的 x、y 扫描改为通过矩阵控制电路对显示屏上的各个像素进行逐点寻址的方法来实现。与 CRT 显示器相比，其优点是重量轻、体积小、使用电压低、功耗小和可靠性高。机载平板显示器采用的有发光二极管 (LED)、场致发光 (EL) 和液晶显示 (LCD) 器件。20 世纪 90 年代以来，尤其是有源矩阵液晶显示组件得到迅速发展，使平板显示器取得主导地位，在各种军机和民机中正得到日益广泛的使用。由于其物理特性、光电性能和机载环境适应性方面突出的特点，它正逐步取代并将完全取代机载 CRT 显示器，而成为航空电子系统现代化的标志性设备之一。（撰写：岑国荣　审订：陆润生）

pingfei jiasu shijian

平飞加速时间　horizontal acceleration time　衡量飞机水平飞行加速快慢的一项机动飞行性能。一般用 0.7 倍最大平飞速度加速到 0.97 倍最大平飞速度所需的时间来表示，有时也可用快升速度 (以最大爬升率飞行时对应的飞行速度) 或巡航速度加速到 0.95 或 0.99 倍最大平飞速度所需时间来表示。这项性能指标与飞行高度有关，是衡量飞机机动性的重要数据。

（撰写：航　科　修订：任源博　审订：赵秀丽）

pingfei jiansu shijian

平飞减速时间　horizontal deceleration time　衡量飞机水平飞行减速快慢的一项机动飞行性能。常用最大平飞速度减速到 0.7 倍最大平飞速度所需的时间表示。这项性能指标与飞行高度有关，是衡量飞机机动性的重要数据。

（撰写：航　科　修订：任源博　审订：赵秀丽）

pingheng changchang

平衡场长　balance field length　临界发动机突然停车时的起飞距离与加速—停止距离相等时所需的机场跑道长度。加速—停止距离是指，当飞机在起飞滑跑过程中加速到发动机失效速度时，临界发动机突然停车，飞机继续加速到决策速度所经过的总的加速距离，加上驾驶员决定中断起飞后使用刹车等减速装置使飞机减速，直到滑行停止所经过的距离。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

pingheng fangcheng

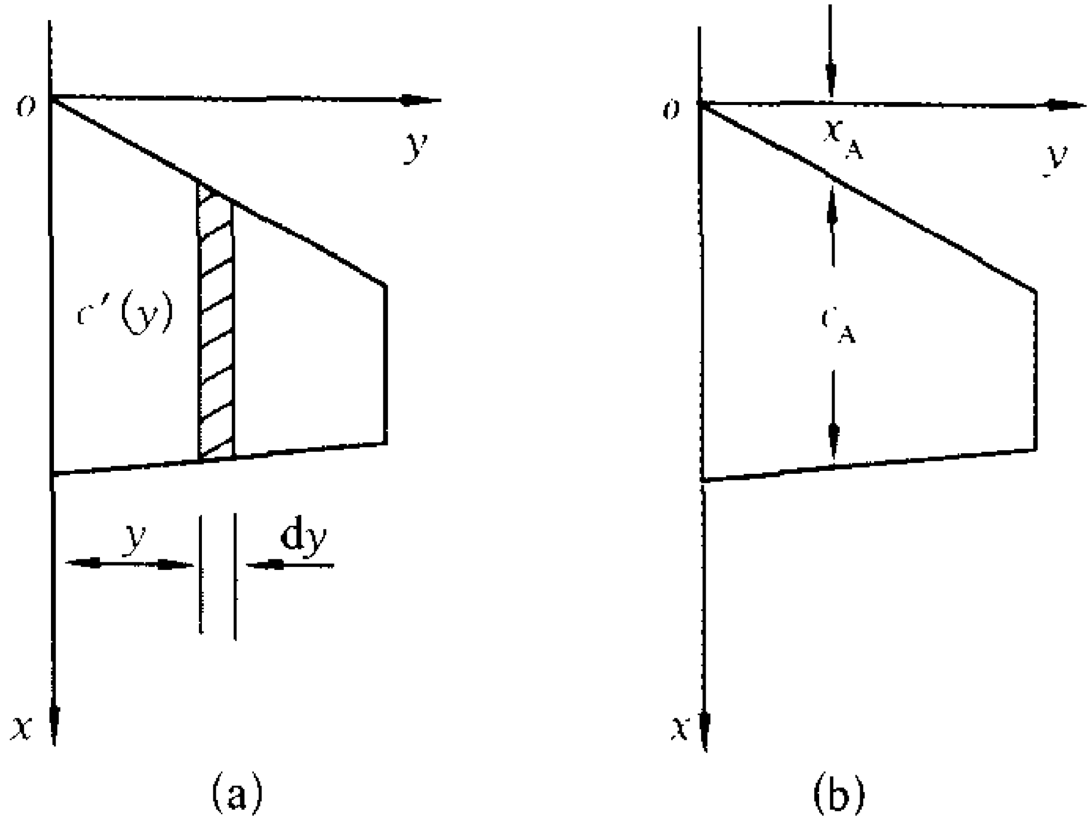
平衡方程　equilibrium equations　固体力学三个基本规律之一。处于运动 (或平衡) 状态的物体，其任一质点均遵守牛顿第三定律，即作用力等于反作用力；如果将有质量质点的运动惯性用达朗伯原理等价于惯性力，那么任一质点所受到的所有力处于平衡状态，用数学表达则是平衡方程，在物体边界则是力的边界条件。固体力学中建立平衡方程有两种方法。一种是在固体中取一微小六面体 (直角坐标系)，求所有作用其上的力 (应力) 的平衡，从而建立平衡微分方程。另一方法是由物理学另一基本定律能量原理导出平衡方程。其基本原理是：在一个物体上，满足位移协调以及位移与运动边界条件的所有位移形式中，只有满足平衡条件的位移形式使物体总位能取最小值。这就是固体力学中著名的最小位能原理或名总位能原理。它与前一种方式等价，但更适合形状复杂的物体，是固体力学直接解法与有限元法的基础之一。由于它是牛顿定律的体现，因而它适合固体力学各个分支以及线性与非线性各个领域。（撰写：何君毅　审订：张躬行）

pingjun kongqi dongli xian

平均空气动力弦　mean aerodynamic chord　计算机翼焦点及俯仰力矩特性用的一个特征弦长。它的数学表达式为

$$c_A=\frac{2}{S}\int_0^{\frac{b}{2}}c'(y)^2\mathrm{d}y$$

式中 c_A 为机翼平均空气动力弦长，以米计；S 为机翼面积，b 为机翼的翼展，$c'(y)$ 为机翼展向位置 y 处的局部弦长 (见图)。



平均空气动力弦定义

机翼的平均空气动力弦长 c_A，也是飞机重心定位和客货装载平衡要用到的一个参考长度。

（撰写：朱一锟　审订：陈晏清）

pingliuceng pingtai

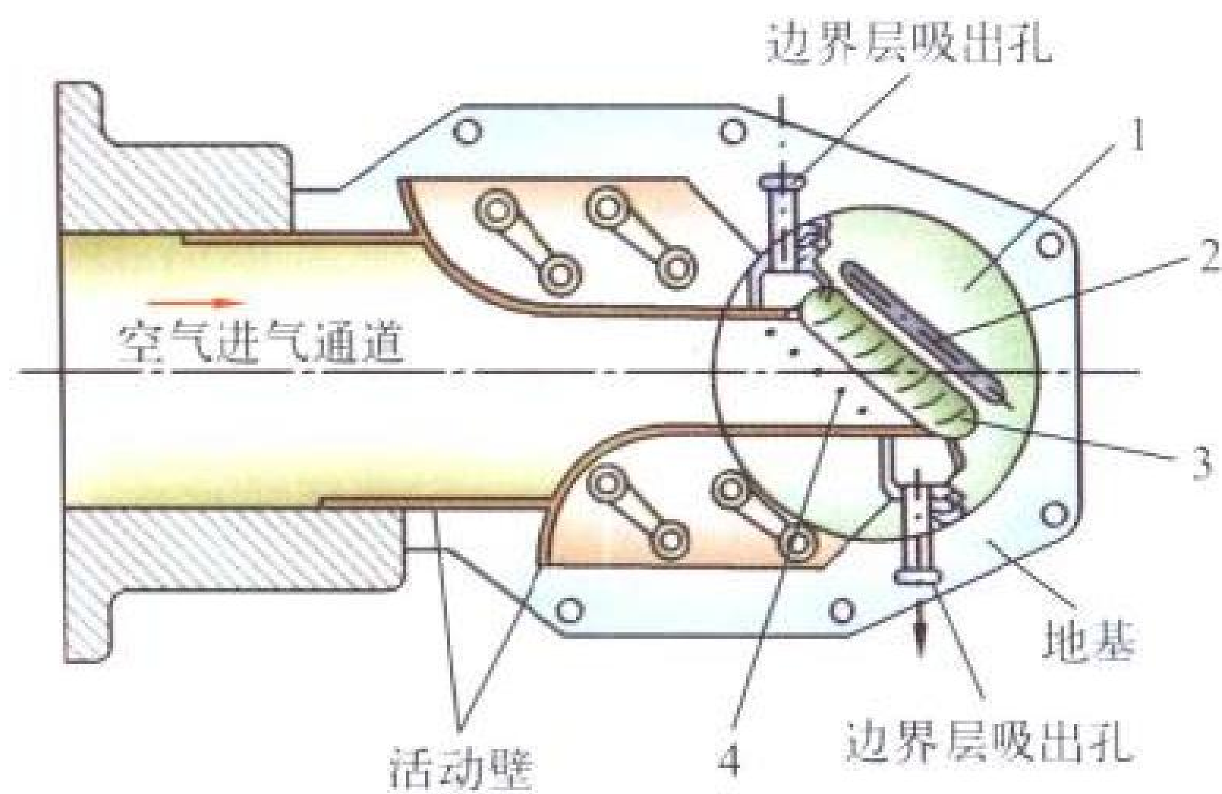
平流层平台　stratosphere platform　能在平流层中长期定点工作的航空器，包括飞艇和无人机。其特点是：飞行高度高，一般在 20000 m 左右，在该高度风很小，航空器在该处能以很小动力长期保持在一定位置上；留空时间长，带有动力装置，可控制平台的位置和姿态。有些平台还带有太阳能

装置，为平台上的动力装置和仪器设备提供长久能源。平流层平台主要用于侦察、预警、通信和科学考察等。

（撰写：赵群力 审订：王道荫）

pingmian yeshan shiyan

平面叶栅试验 rectilinear cascade test 又称二元叶栅试验。在平面叶栅风洞试验器上对不同叶型和不同叶型参数（叶栅稠度、叶型安装角、相对厚度、叶型中弧线、叶型弯角、最大挠度等）的叶栅试验件进行吹风，测取叶栅特性的试验。由沿展向叶型不变的多个直叶片按相同的栅距和安装角安置于矩形试验段中构成平面叶栅风洞试验装置（见图）。衡量该类装置流场品质的主要指标是沿栅距方向流场的周期性和在叶栅试验段内流场的二元性，即流场不随展向变化。平面叶栅试验分压气机平面叶栅试验和涡轮平面叶栅试验。由于用理论方法求解二元叶栅流场的复杂性，在20世纪30年代，便开展了平面叶栅试验。最初叶栅试验技术不够完善，



平面叶栅试验装置的工作部分

1—改变气流入角的转动圆；2—量取叶栅后静压力和总压力场的装置；3—被试验叶栅；4—测量叶栅前静压力的小孔

因而得不到真实的二元流动和正确的试验结果。50年代初期，NACA采用了有效的风洞边界层控制技术，大大促进了叶栅研究，使试验结果具有实际的使用意义。通过对叶栅几何参数不同的叶轮机叶栅的吹风试验可以确定：(1) 叶栅的气流转折角($\Delta\alpha$)、落后角(δ)和损失系数(ω)；(2) 叶型表面的压力分布；(3) 迎角和马赫数对叶栅特性的影响等。这些都是叶轮机械气动设计所必需的基本数据。后来，为发展高性能叶轮机械而发展起来的超、跨声速平面叶栅试验，其作用与亚声速平面叶栅试验类似。平面叶栅试验主要解决二元叶栅中的叶型绕流和叶型性能问题，它不能反映实际环形通道中流场沿展向的变化，更不能反映叶轮旋转所涉及的特有的流动问题。这些是平面叶栅实验的局限性。

（撰写：凌天铎 修订：刘大响 审订：陈矛章）

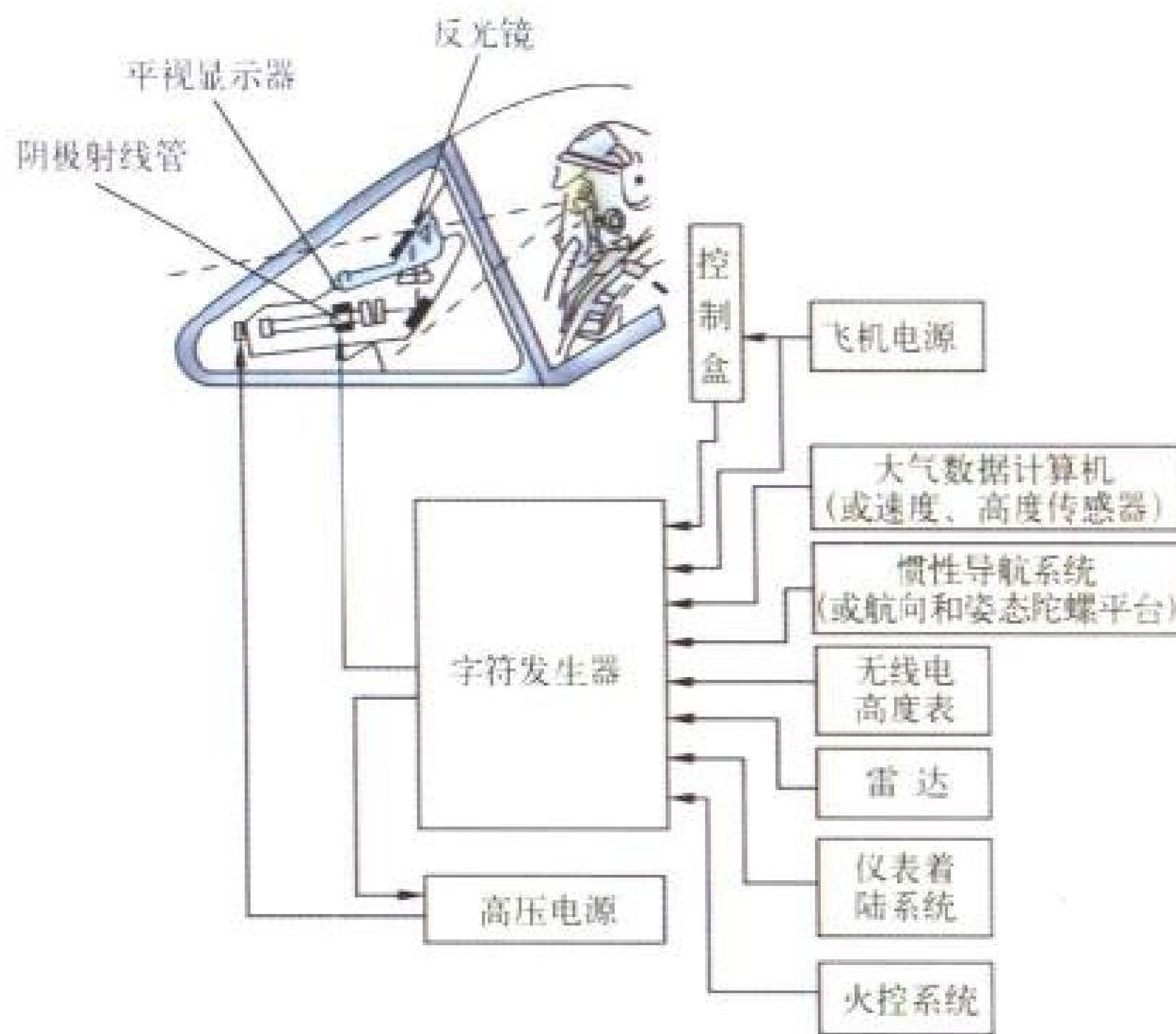
pingshi xianshiqi

平视显示器 head-up display (HUD) 将反映飞机操纵和武器瞄准信息的显示画面，通过准直光学系统投影到驾驶员正前方视野的显示装置。它安装在仪表板上部中央，使驾驶员在观察前方外景物的同时可以看到叠加在外景上的显示信息。平视显示器已广泛用于战斗机，成为必装设备；20世纪70年代以来用于运输机、民航机和航天飞机。平视显示器通常由驾驶员显示装置、电子部件和驾驶员控制装置组成。电子部件接受来自各种传感器和飞机系统的信息，经处理后在阴极射线管荧光屏上产生各种字符和图形，由光学系统准直后把影像投影在驾驶员前方半透明半反光的玻璃显示屏上，与机外背景叠合在一起。驾驶员控制装置用于控制显示亮度、选择工作状态和装定参数。平视显示器的字符显示方式分为笔画法和光栅扫描法。笔画法常用于显示飞行操纵和武器攻击瞄准信息；光栅扫描法常用于显示前视红外、微光电视或雷达的视频图像。平视显示器可根据起飞、巡航、进场着陆、空战、对地攻击、地形跟随或回避等不同的工作状态构成多达数十种显示画面。在现代飞机上，平视显示器常与其他电子显示装置组成综合电子显示系统，成为综合航空电子系统的组成部分。

（撰写：朱培申 孙滨生 修订：凌耀城 审订：顾世敏）

pingshi xianshi wuqi miaozhun xitong

平视显示武器瞄准系统 head-up display/weapon aiming system 简称平显火控系统。用于作战飞机对各种武器在各种不同攻击方式下对目标进行瞄准计算与显示，同时还为驾驶员提供所需的直观的飞行仪表数据和导航控制信息的综合显示系统（见图）。通常由驾驶员显示组件、平显电子组件以



平视显示武器瞄准计算系统

及其他控制部件组成。根据驾驶员在显示组件控制面板上确定的武器类型和攻击方式等，电子组件接受来自机载雷达、大气数据计算机、航姿系统及其他机载传感器和地面引导系统等输出的信号，经计算处理后，在阴极射线管荧光屏上产生各种字符和图形，由光学系统准直后把影像投影在驾驶员正前方的半透明半反射的组合玻璃上，显示出重叠于前方外界视景上的武器瞄准符号和其他需要的信息。

驾驶员显示组件装有高压电源、偏转放大器、辉亮放大器、阴极射线管和相应的光学系统等，为驾驶员提供武器瞄准符号和其他需要的信息。

平显电子组件主要由数字系统进行瞄准计算并产生所需的字符和图形。

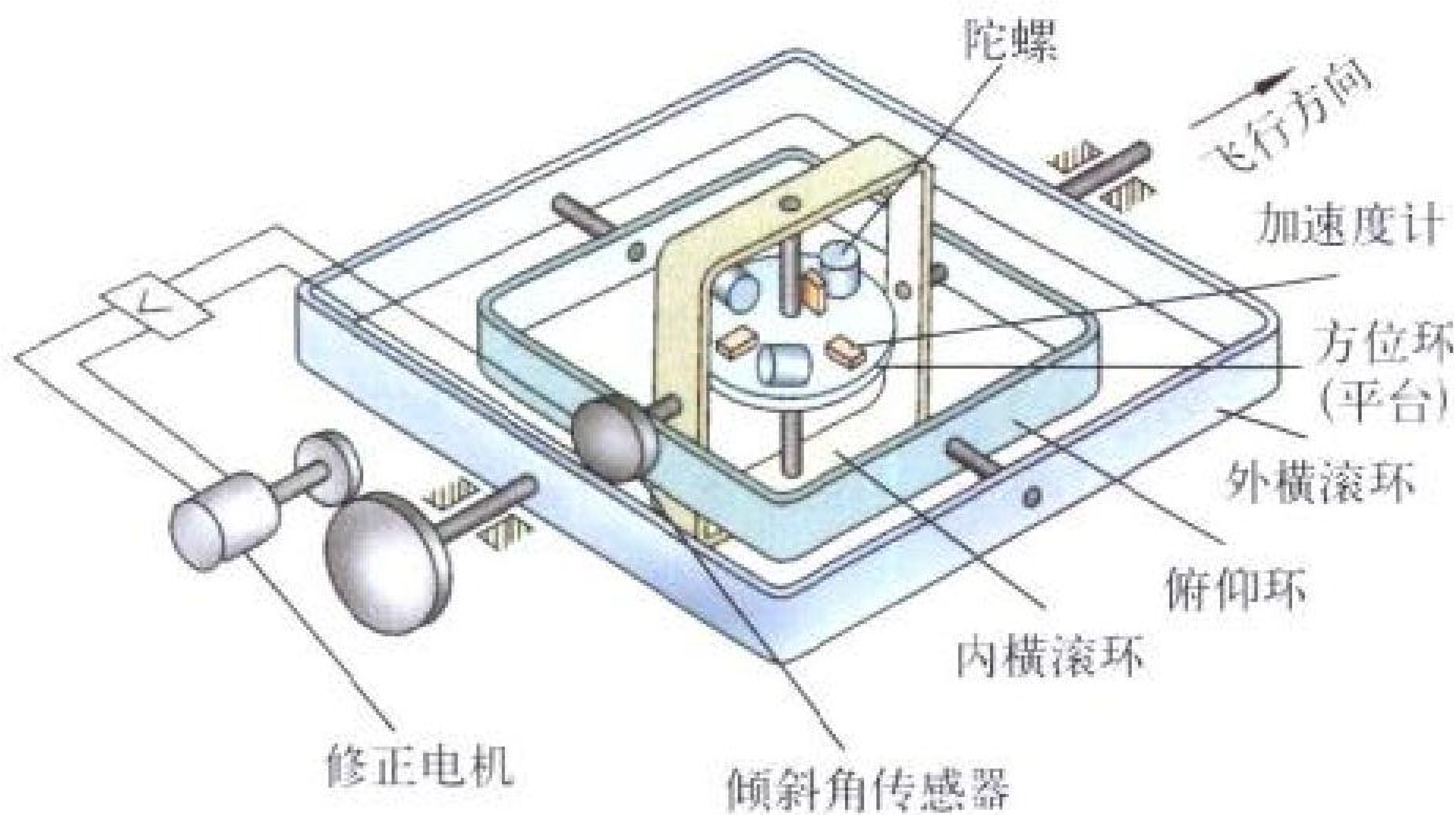
平视显示武器瞄准系统广泛应用于歼击机、强击机、歼击轰炸机、武装直升机，逐步取代了早期的瞄准具和20世纪70年代的导航/攻击系统，发展成为完善的综合火控系统。

（撰写：戚建中 审订：孙隆和）

pingtai guandao xitong

平台惯导系统 gimbaled inertial navigation system 由惯性导航平台、导航计算机和控制显示装置所组成的系统。惯性元件（陀螺和加速度计）安装在由万向支架支承的平台上，平台基座再与载体（航行体）相固连。惯导平台模拟了一个导航

坐标系，导航解算是在这个坐标系中进行的。若平台台面相对惯性空间稳定，则称为解析式惯性导航系统，该系统主要用于宇宙航行及弹道式导弹中；若平台台面始终平行于当地水平面，方向可以指北或与北有一角度，则称为半解析式惯导系统，该系统常用于飞机和巡航导弹中；若采用两个平



四环式惯导平台(只画了外横滚环的电气回路)

台，一个相对惯性空间稳定，另一个平行于当地水平面，指向东、北、天，则称为几何式惯性系统，该系统主要用于舰船和潜艇中。平台隔离了载体的角运动，对振动和冲击也有一定的减缓作用。因此，平台惯导系统对陀螺和加速度计的动态性能要求较低。但因其机械和电气结构复杂，平台系统的可靠性要低一些。平台的万向支架可以是三环式或四环式的。三环式从里到外分别为方位环、俯仰环和横滚环。四环式从里到外分别为方位环、内横滚环、俯仰环和外横滚环。对于全机动飞行的航行体，应该采用四环式结构。这是为了防止当航行体的俯仰角达到 90° 时产生框架自锁(gimbal lock)。 (撰写：张洪钺 审订：李四海)

pingxing yaqiji lilun

平行压气机理论 parallel compressor theory 一种用于分析压气机进口气流畸变，尤其是周向畸变对压气机稳定工作影响的方法。分析时按进口总压的高低将压气机视为两个各 180° 的平行的子压气机，二者转速相同且都排入一个共同的均匀静压空间内。此时，工作在低进口总压区的那个子压气机，增压比要高；工作在高进口总压区的子压气机增压比就低。当进口气流畸变度加大，引起低压区进口总压进一步降低，或两个子压气机的平均增压比上升，都可能使位于低压进口区的子压气机首先达到均匀进气时的稳定工作边界线。在此情况下低压区的子压气机导致了压气机的不稳定。

用平行压气机理论分析周向温度畸变时，按照温度的高低可将压气机视为两个各 180° 的子压气机。位于高温区的子压气机换算转速较低，位于低温区的子压气机换算转速较高，而二者的增压比相等。这样，位于高温区的子压气机的工作点离均匀流场下的稳定边界线较近。位于高温区的子压气机将首先达到压气机在均匀流场时的稳定边界，从而导致压气机的不稳定。

实际上已发展了更为复杂的并且有多个子压气机的平行压气机模型。这就可以更有效而准确地分析和理解进气畸变对压气机稳定工作的影响。应当指出，这只是一种研究进气畸变影响的理论模型，通常需要一定的经验数据才能得到更符合实际的结果。 (撰写：李志广 审订：陈矛章)

pingzhi jiyi

平直机翼 straight wing 见直机翼飞机。

pingbi jiegou

屏蔽结构 radio shielding structure 为了降低某一强散射源部件的雷达散射截面而设计的一种过滤性结构。它能保证该部件所需的“工质”绝大部分通过，并阻止入射电磁波通过，且将其反射到雷达接收不到的方向上。例如，在发动机进气口之前或是进气道之内设计一种专门的格栅，可使发动机所需空气绝大部分通过，而将入射电磁波绝大部分反射到雷达接收不到的方向上。又如，为了降低驾驶舱内部的设备、结构、乘员等产生的很强的电磁散射，在座舱罩的夹层之间，溅镀一层黄金薄膜，可使驾驶员视觉所需的光线大部分通过，而将来自雷达的电磁波大部分反射到雷达接收不到的方向上。另有一种屏蔽结构是用于使机上电子设备与外部电磁干扰隔绝。 (撰写：张考 审订：何君毅)

pojiang

迫降 forced landing 飞机在空中出现严重的特殊情况，不能继续正常飞行时被迫进行的紧急着陆。一般引起迫降的特殊情况有：发动机全部停车或部分停车而空中开车又未成功；发动机着火灭火后不能正常飞行；燃料泄漏或耗尽；迷航后无法复航；飞机主要系统和设备发生严重故障等。迫降分场内和场外迫降。场内迫降是故障飞机离起飞机场或其他机场较近，有条件滑回机场着陆。如果是空中停车迫降，空滑时应保持最大空滑比所对应的速度，并保证飞机在迫降航线上主要检查点规定的高度。一般场内迫降只要条件允许都要放襟翼和起落架着陆。场外迫降是指故障飞机没有条件滑回机场，只能在附近选择比较平坦的土地上着陆。场内或场外迫降时应抛掉副油箱和炸弹等外挂物。场外迫降时，不放主起落架，可放前起落架，着陆前打开座舱盖或舱门(防止飞机迫降后局部变形打不开)，关掉电源系统，以机身腹部接地，飞机停止运动后迅速离开飞机，防止起火爆炸。选择迫降场要避开地面人员和建筑物。对非法入境的飞机强迫其在指定的机场着陆也称迫降。(撰写：李玉璞 审订：李志强)

pojiangchang

迫降场 emergency strip 专门为飞机紧急情况下被迫着陆而设置的场地。分为场内迫降场和场外迫降场。场内迫降场亦称土跑道，通常是在主跑道的外侧设置的经过平整、碾压的土质场地。其宽度通常为 80 m。场外迫降场通常选定土质跑道的旧机场或其他适宜迫降用的平地。

(撰写：范黎明 审订：姬永兴)

pohuai shiyan

破坏试验 destruction test, rapture test 验证和确定飞机结构剩余强度系数的最大承载能力试验。将试验件按规定的设计情况加载到总体破坏，从而得知它所能承受的最大载荷，除以该设计情况的设计载荷，便得到剩余强度系数。这类试验对于探讨飞机的超载使用、改型与新机研制都有重要意义。通常对每个主要部件，例如机翼、机身、尾翼和起落架，都要进行破坏试验。但是考虑经济性和持续研究的需要也可不进行。对于含有裂纹的构件模型也可通过破坏试验确定其残余强度。 (撰写：张躬行 审订：何君毅)

pohuaixing guzhang

破坏性故障 destructive failure 又称灾难性故障。能导致人员死亡、系统报废或严重污染环境的故障，即故障后果最

严重的故障。它与危险性故障合称严重故障，均必须通过预防性维修加以预防。在系统设计中，必须通过消除危险、余度设计等措施，避免系统发生破坏性故障。如现代飞机一般设计有多重操纵系统，以避免一个操纵系统有故障时，飞机发生破坏性故障。（撰写：王立群　审订：姬永兴）

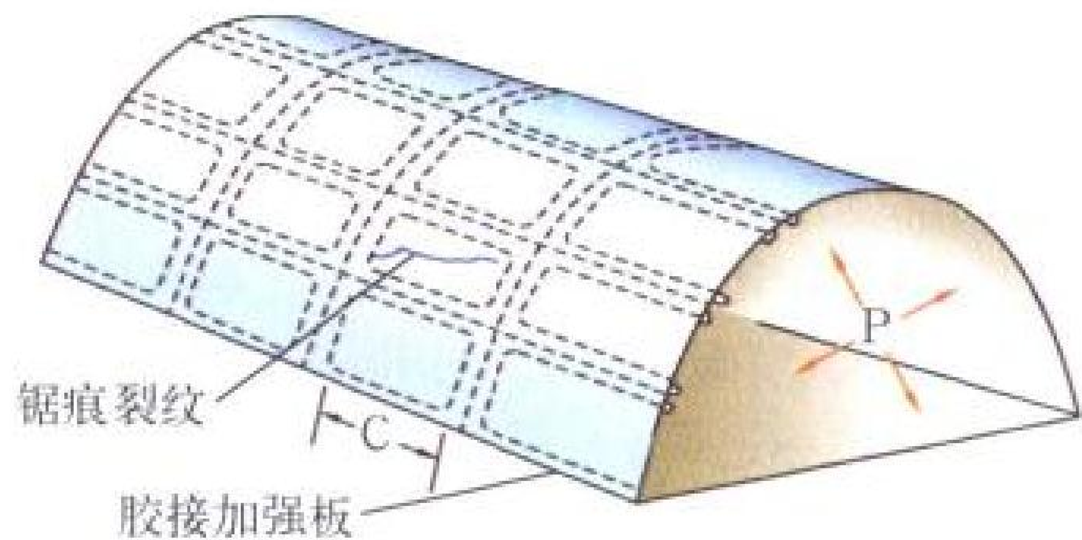
posun anquan

破损安全 fail-safe　在使用中容许承力结构的某些部分产生疲劳裂纹，但要求通过定期检查发现这些裂纹之前，结构仍能承受足够载荷的设计概念。也就是说，结构必须是允许损伤的，但要求损伤发展到危险尺寸前能被发现或者在整个指定的寿命期间它决不会达到危险尺寸，则结构是破损安全的。此类结构被称为破损安全结构。20 世纪 70 年代后由于断裂力学的发展，对破损安全结构设计原则的一个更新的更确切的名称是损伤容限设计原则。在结构设计中采用破损安全或损伤容限概念，可充分发挥结构的寿命潜力，以及考虑了意外损伤，从而确保飞机的安全可靠性。

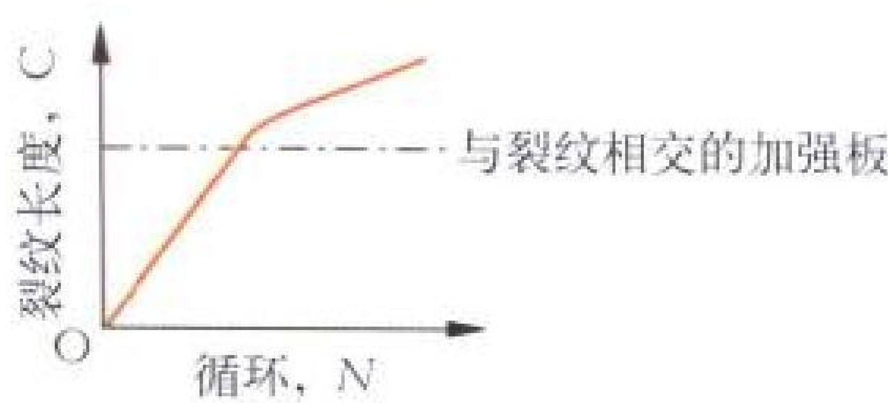
（撰写：郦正能　审订：张躬行）

puosun anquan jiegou

破损安全结构 fail-safe structure　抗疲劳破坏的一种结构形式。按照损伤容限原则对结构采取了适当的安全措施，即使部分结构及元件发生破坏，剩余结构在两次检查期间仍有安全工作能力不会出现灾难性破坏。此设计思想基于断裂力学。这类结构对脆性断裂、应力腐蚀裂纹结构零件也能起到保证安全作用。一般采取以下措施：多路传力结构，例如多



(a)压力壳体的典型试验



(b) 典型试验结果

胶接加强板作为止裂板条的常规飞机止裂结构

梁机翼结构，当一根梁断裂时其载荷可由其他梁分担；止裂结构，在结构可能出现裂纹扩展的方向上安排止裂件，使裂纹扩展至止裂件时而停顿，不致引起灾难性破坏。止裂件可以是结构本身的粗大零件，也常把胶接加强件连在结构上，见图；第三种常用措施为缓慢裂纹扩展结构，用分析与试验方法确定裂纹扩展速度，规定检查周期，使其在下次检查之前或本次任务结束前，裂纹不致于由起裂扩展至不稳定快速扩展的临界裂纹。（撰写：何君毅　审订：张躬行）

posun anquan zaihe

破损安全载荷 fail-safe load　在破损安全或损伤容限设计中，飞机结构在发生裂纹后，直至下次检查发现裂纹前，所必须满足的残余强度指标。各国规范或适航性条例对于各类飞机、各种部件有时还根据裂纹可测程度、两次检查之间结构使用时间与检查能力，规定有不同的破损安全载荷指标。

（撰写：何君毅　审订：郦正能）

puyiji

扑翼机 ornithopter　又称振翼机。机翼能像鸟和昆虫翅膀那样上下扑动的重于空气的航空器。扑动的机翼不仅产生升力，还产生向前的推进力。自古以来，人类一直向往着能像鸟那样在天空中自由飞翔，并试图模仿鸟和昆虫的飞行制造各种形式的扑翼机。中国春秋时期（公元前 770 ～ 前 481 年）就有人试图制造能飞的木鸟。15 世纪意大利的达 · 芬奇绘制过扑翼机的草图（图 1）。1930 年，一架意大利的扑翼机模型

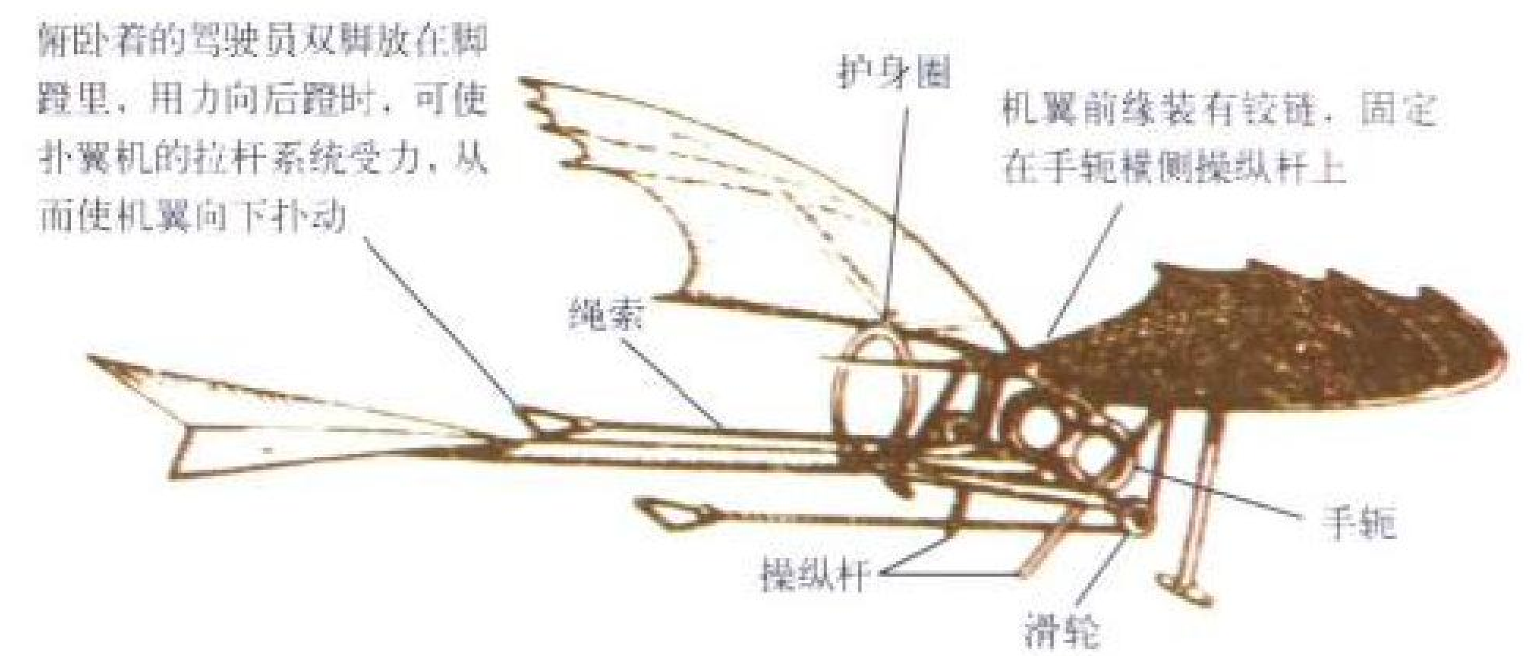


图 1 达 · 芬奇设想的扑翼机

进行过试飞，重约 22.7 kg，装有一台 0.37 kW (0.5 hp) 的发动机。在扑翼机的设计方案中，有的形如蝙蝠，具有薄膜似的扑动翼面；有的装有带缝隙和活门的扑动翼，具有类似飞鸟翅膀的作用。鸟类和昆虫的飞行表明，扑翼机在低速飞行时所需的功率比普通飞机小得多，并且具有优异的垂直起落能力。但是要真正实现像鸟类翅膀那样的复杂运动或是像蜻蜓和其他昆虫翅膀那样的高频扑扇运动则非常困难。设计扑翼机所遇到的控制技术、材料和结构方面的问题一直未能解决。近年来，随着微机械系统技术 (MEMS)、非定常空气动

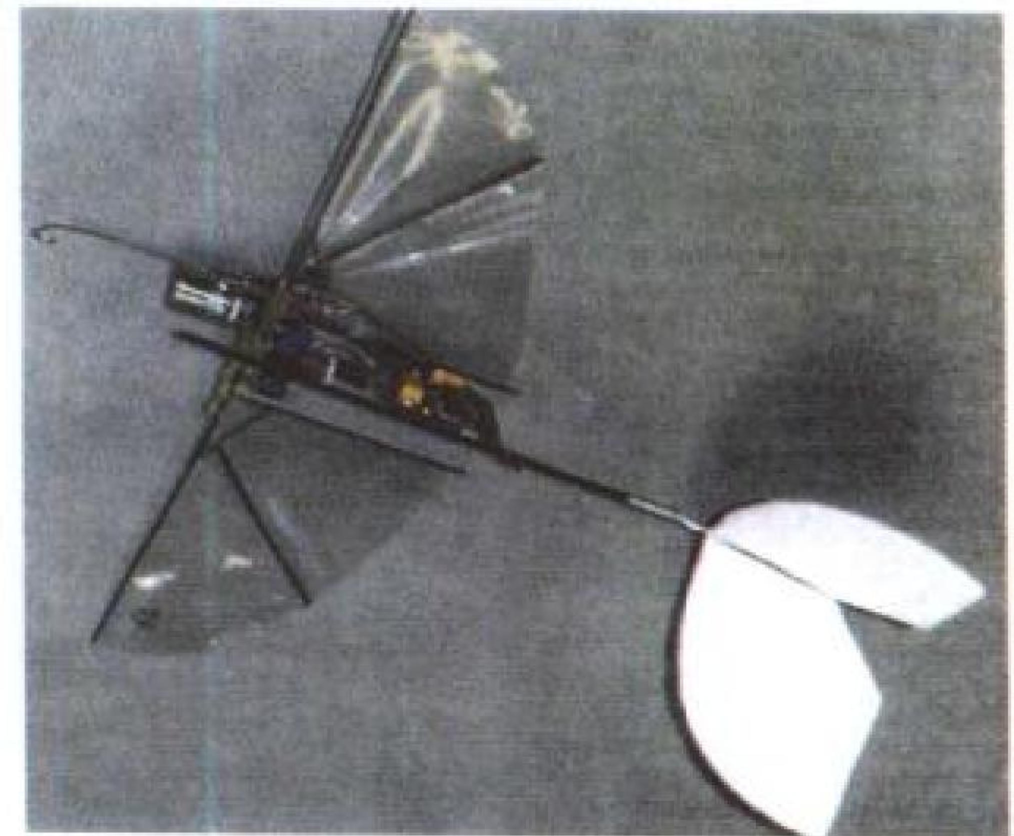


图 2 美国正在试验的微型扑翼机

力学和微型飞行器技术的发展，人们对扑翼机的工作原理有了更加明确的认识，并且开始在一些微型飞行器上采用扑翼机的气动布局。目前美国正在试验微型扑翼机，预计在不久的将来，人们将研制出实用的微型扑翼机（图 2）。

（撰写：史超礼　修订：赵群力　审订：任源博）

puceng qiangdu

铺层强度 ply strength　复合材料单层板的正轴单向强度极限及正轴剪切强度极限的统称。它是复合材料强度计算中必不可少的基本强度数据。若正交各向异性单层板在两个正轴上拉伸强度与压缩强度相等，则其极限强度有三个：X—纵向强度；Y—横向强度；S—正轴下的剪切强度。若拉伸

P

强度与压缩强度不同，则有五个极限强度：X_t—纵向拉伸强度；X_c—纵向压缩强度；Y_t—横向拉伸强度；Y_c—横向压缩强度；S—正轴下的剪切强度。显然，只有在正轴条件下，剪切才无方向之分。（撰写：张另行　审订：郦正能）

pulangteshu

普朗特数 Prandtl number　衡量气体粘性和热传导相对大小程度的一个无量纲相似参数，通常用符号 Pr 表示，其定义公式为 $Pr=\mu c_P/\lambda$，式中 μ 为粘性系数，c_P 为定压比热，λ 为热导率。

气体粘性来源于分子间的动量交换，而热传导来源于分子间的动能交换，所以普朗特数表示边界层内气体分子动量交换与分子动能交换的一个相对比值。空气的普朗特数约等于0.72，几乎与温度无关。普朗特数是为纪念德国物理学家普朗特（L. Prandtl，1875～1953）在这方面的贡献而命名的。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

pufangfa

谱方法 spectral method　偏微分方程的一种数值求解方法。把解近似地展开成光滑函数的有限级数展开式（即解的近似谱展开式），求出展出式系数以获得数值解。

（撰写：航 标　审订：李椿萱）

P



qidong fadianji

起动发电机 starter-generator 兼作飞机发动机电起动机用的发电机。目前已使用过的起动发电机大都是有刷直流电机，发电状态功率 4.5～24 kW。采用起动发电机代替起动机和发电机，可提高利用率，减轻重量。

（撰写：张秉权 审订：杨燕生）

qidongji

起动机 starter 带动发动机转子旋转，用于起动发动机的动力装置。主要有电起动机（即起动发动机用的电动机）、液压起动机和涡轮起动机（包括空气涡轮、燃气涡轮、火药涡轮起动机等）三大类。在大、中型燃气涡轮发动机上，各类涡轮起动机获得了最广泛的应用。

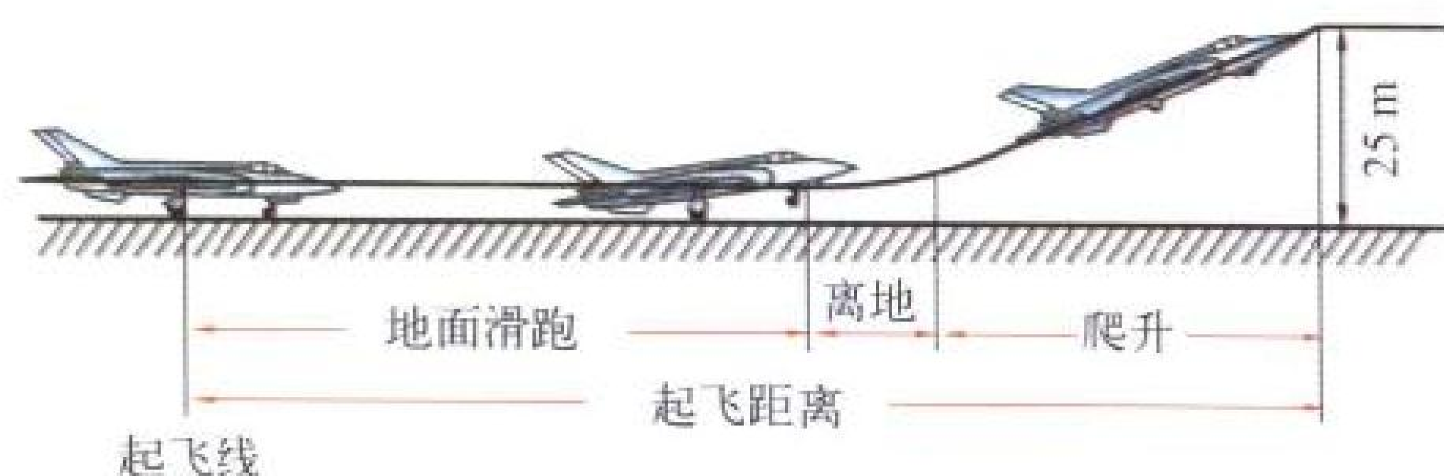
（撰写：李志广 审订：陈 光）

qidong xitong

起动系统 starting system 与发动机起动有关的各分系统的总称。主要由 4 个分系统组成：(1) 带动发动机转动的装置及其有关部件组成的分系统，带转的装置通常为起动机，但也有用高压空气喷向涡轮工作叶片来带转发动机的；(2) 点火分系统，包括点火能源、点火装置、点火电嘴、预燃室、补氧系统等；(3) 供油及油气比控制分系统；(4) 仪表指示分系统，指示转速和涡轮温度等。（撰写：李志广 审订：陈 光）

qifei

起飞 take-off 飞机从开始滑跑、离地并上升到安全高度（25 m 或 15 m）的加速运动过程。起飞是飞行的开始阶段（见图）。起飞通常分为两个阶段：起飞滑跑阶段和爬升加速阶



飞机的起飞过程

段。起飞滑跑阶段：从开始滑跑到飞机离陆的加速过程。这个阶段主要任务是使飞机加速到安全离地速度。驾驶员要加满油门或加力增速，飞机开始三点滑跑，达到一定速度后抬前轮，两点滑跑直到离地。有的飞机不抬前轮作两点滑跑，等加速到离地速度时抬前轮离地。爬升加速阶段：飞机从离地爬升到安全高度的过程。主要任务是爬升到安全高度（越障高度）和加速到安全速度。起飞应避免大迎角小速度离地，因此时，飞机离地后很容易进入失速，严重影响飞行安全。起飞性能好坏是衡量飞机性能的一个重要标准之一。要求离地速度应尽量小，起飞滑跑距离和起飞距离要短。

（撰写：蒋德秋 修订：李玉璞 审订：李志强）

qifeiche

起飞车 launch vehicle 供无人机等起飞用的专用车辆。车上装无人机起飞用的发射托架或滑轨和起飞控制装置。起飞车共分两种：一种车上装托架式零长度火箭助推发射架，工作原理是将无人机放在托架支点上，通过火箭助推的方式为之加速，使之达到起飞速度而升空，这种方法应用较为广泛；另一种车上装的是弹射发射装置滑轨，轻小型无人机通常采用橡皮筋拉紧，然后松开的弹射方式在滑轨上使无人机加速到起飞升空速度；中、重型无人机则多采用液压或高气压弹射器在滑轨上弹射，使之加速到起飞速度而升空。

（撰写：赵秀丽 审订：任源博）

qifei hangji celiang

起飞航迹测量 take-off path measurement 通过机载空速测量系统和起飞着陆航迹测量系统测定飞机的起飞航迹。民用运输类飞机起飞航迹是指飞机从地面静止点开始起飞滑跑，直至爬升到 450 m 高度处的这段航迹。在确定起飞航迹的过程中，要求飞机在地面加速到发动机失效速度 V_{EF} 时临界发动机停车；飞机在到达高于起飞地面 10.7 m 前，达到起飞安全速度 V_2；继续以 V_2 爬升到 120 m 处，收起落架。至此，起飞航迹空中部分的斜率在每一点上都必须是正的，并且从飞机高于起飞地面 120 m 的一点开始，沿起飞航迹每一点的可用爬升梯度不得小于：① 1.2 %，对于双发飞机；② 1.5 %，对于三发飞机；③ 1.7 %，对于四发飞机。

（撰写：王维翰 修订：张克荣 审订：屈见忠）

qifei huapao juli

起飞滑跑距离 take-off distance on runway 飞机从起飞线开始加速滑跑到离地点所经过的水平距离。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

qifei juli

起飞距离 take-off distance 飞机从起飞线开始，一直到飞越安全高度所经过的地面水平距离。所谓安全高度，英、美等西方国家规定为 10.7 m 或 15.2 m，俄罗斯规定为 25 m。起飞距离随飞机构形、发动机工作状态、机场环境（海拔高度、跑道质量和气象条件等）的变化而不同。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

qifei lidi sudu

起飞离地速度 lift-off speed 起飞滑跑结束时，飞机离地的瞬时速度。（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

qifei xingneng celiang

起飞性能测量 measurement of the take-off performance 通过飞行试验测定起飞性能，以验证飞机设计计算数据和为编写新型飞机技术说明书提供依据。用外部轨迹测量或以安装在飞机上的仪器记录确定。外部轨迹测量有传统的光学法、

目测法和雷达测量法，其中光学法较精确，目测法较粗糙。通常将几种不同的方法组合使用，如雷达一照相经纬仪法、激光一雷达一照相经纬仪法。现常采用机载照相法、电视经纬仪法、光学经纬仪法等。

起飞着陆性能换算到标准条件时，采用两个假设：① 在大气条件变化时，离地、接地及越过 25 m 高度假定障碍物（英、美等国规定起飞距离末端和着陆距离起点的高度为 10.7 m）时的指示速度不变；② 迎角不随离地、接地及通过假定障碍物时的飞机重量的改变而变化。换算时要进行飞机重量、大气条件（气温和气压）、风速、风向、跑道坡度及对给定的离地速度或给定的着陆速度等因素的修正。

在相同条件下，同一架飞机的起飞着陆性能还取决于试飞员的个人特点及驾驶技术。试飞实测值表明，试飞员不同，相应的起飞（或着陆）滑跑距离的差值可能大于 10%。起飞着陆性能按不同试飞员（不得少于 3 名）多次试飞结果的统计数据确定。

（撰写：余俊雅　修订：张克荣　审订：屈见忠）

qifei zhongliang

起飞重量　take-off weight (TOW)　带有为完成任务所需要的燃料量和有效装载时飞机起飞滑跑开始时的总重量。有关起飞重量的术语颇多，军用飞机有正常起飞重量、最大起飞重量等，民用飞机有最大设计起飞重量（MTOW）、最大允许起飞重量、使用起飞重量（OTOW）等，分别有不同的含义。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

qiluojia

起落架　landing gear, undercarriage　飞机在地面停放、滑行、起降滑跑时用于支持飞机重量、吸收撞击能量的部件。早期飞机多采用固定式起落架，飞行中会产生较大的阻力。现代大多数飞机都采用可收放式起落架，飞行中起落架收入到机身或机翼内。



乌克兰的安-70 运输机采用多机轮的主起落架

起落架由最下端装有带充气轮胎的机轮、机轮上的刹车或自动刹车装置、承力支柱、减震器、前轮减摆器和转弯操纵机构等组成 。对于在雪地和冰上起落的飞机，起落架上的机轮用滑橇代替。

飞机上最常用的是前三点式起落架。此种形式的前起落架装在远离飞机重心处，左右主轮对称并保持一定轮距布置在重心稍靠后处。这种布局的起落架具有既可以避免飞机刹车过猛时出现“拿大顶”的现象，又可以使飞机在地面滑行和停放时不致倾倒并保持水平位置。重型飞机上用增加机轮和支点数目的方法来降低轮胎对跑道的压力（见图）。早期的螺旋桨飞机上广泛采用后三点式起落架。其特点是两个主轮在飞机重心稍前处，尾轮在机身尾部离重心较远。这种起落架虽然重量较前三点式的轻，但在地面转弯不灵活，刹车过猛时飞机有“拿大顶”的危险。此外还有少数飞机采用自行车式起落架和小车式起落架。

（撰写：徐鑫福　修订：赵秀丽　审订：任源博）

qiluojia weizhi zhishiqi

起落架位置指示器　landing gear position indicator　指示飞机起落架收放位置的仪表。指示起飞后和着陆前起落架是否收起或放下。由传感器和指示器组成。常用的有直流同步传输系统和自整角机（交流同步器）传输系统两种。其传感器一般由拨板、齿轮和电位器或自整角发送器组成；指示器采用流比计或自整角接收器。指示器常用形象的表盘指示起落架的收放。航天飞机上左、右仪表板各一个，在波音 777 等彩色液晶综合电子显示仪中，常在系统显示仪中用品字形的 3 个小方块显示。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

qiluojia zaihe xishu

起落架载荷系数　landing-gear load factor　又称起落架过载。飞机在着陆撞击、地面滑行及地面操作和维护等过程中作用在起落架上的载荷与相应停机载荷之比。按力的作用方向，起落架载荷系数可分为法向载荷系数、纵向载荷系数和侧向载荷系数；按照强度计算规定又可分为起落架限制载荷系数和起落架极限载荷系数。极限载荷系数为限制载荷系数与安全系数的乘积。载荷系数是个无量纲量，其大小代表了起落架受载严重程度。强度规范中规定了各种不同典型受载情况时相应的载荷系数，也可根据起落架着陆功量或动力响应分析确定。它是起落架及其在机体上的支持结构（尤其是对非机动飞机）强度计算和试验的重要依据。

（撰写：邵永起　审订：何君毅）

qizhong zhishengji

起重直升机　crane helicopter　用外部吊挂的方式来吊装及吊运货物的直升机。主要应用于建筑工程、架设高压线及大型天线、木材吊运、大型货物或集装箱装卸、军事运输中的大型武器装备吊运等。20 世纪 60 年代研制了专用的起重直升机，其特点是：没有货舱或货舱尺寸很小，必要时可安装可卸吊舱；起落架高度很大；除正副驾驶外还有面向后的第三驾驶员、起重时由第三驾驶员操纵。在通常情况下，由带外部吊挂点的运输直升机执行起重任务。参见**运输直升机**。



俄罗斯的米-10 起重直升机

（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

qidian feixingqi

气垫飞行器　cushioncraft, air-cushion vehicle　又称气垫船。利用机体底部与地面之间的一层增压空气（气垫）支撑自身重力而运行的运载工具。第一个试验成功的气垫飞行器是

英国人C. 科克雷尔设计的SR. N1 气垫船。它在1959年进行了首次运行。气垫飞行器从原理上大致可分为3类：(1) 增压室式：增压空气进入底部空腔，产生气垫升力把底盘托起，施加推力便可在空气中运行。它的结构简单，但耗气量大，垫升高度约为50～150 mm，侧壁式气垫船和各种起重气垫平台广泛采用这种形式。侧壁式气垫船一般用水下螺旋桨或喷水推进，用水舵操纵方向，没有两栖能力。(2) 周边射流式：将环形喷气导管装在船底周边，增压空气经此管上的许多小喷嘴向内下方喷射出，形成气幕，阻止气垫区的高压气直接外逸，以保持较高的气垫压力。垫升高度为300～400 mm，全垫升式气垫船就是采用这种气垫方式。其越障性能好，可以两栖使用。(3) 气膜式：用高压把空气压入，在底部或专用滑块与支撑面之间形成一层很薄的气膜，约几毫米厚，起类似于空气润滑的作用。用于气垫磁浮有轨车，时速可达800 km/h。气垫飞行器速度快，运行平稳，适宜于在海上、沼泽地、水网地带运行。在军事上，气垫飞行器可用于两栖登陆、巡逻、扫雷和反潜等；在民用上，可用于水上运输、救生等。　(撰写：罗　明　修订：赵群力　审订：任源博)

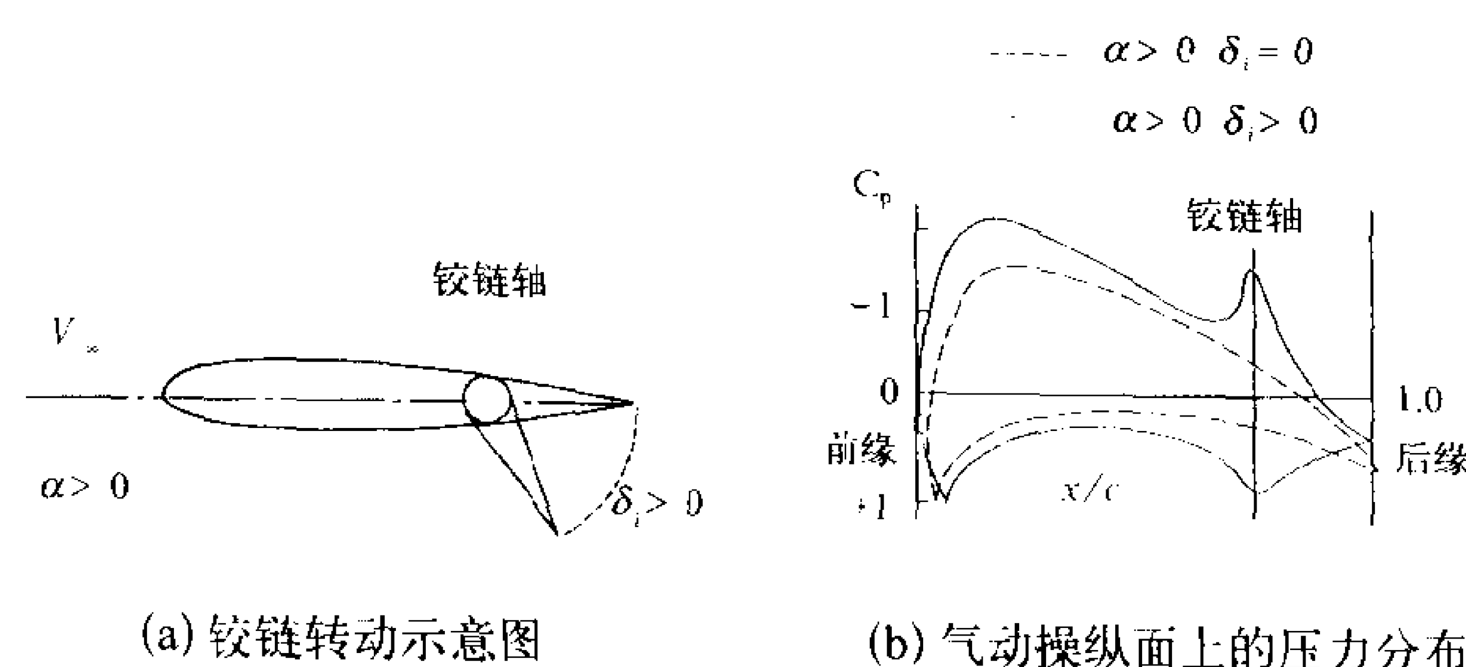
qidianshi qiluojia

气垫式起落架　air cushion landing gear　利用气垫原理制成的起落架。主要由腔体、发动机和风扇系统组成。由尼龙布和橡胶压制而成的腔体装在机身下侧，分前后两个腔，形成并保持气垫。发动机驱动风扇形成腔体的供气系统。飞机起飞时，首先靠气垫浮力使飞机离地，在气垫支承下进入滑跑状态。起飞离地后和飞行中，腔体贴在机身下表面。降落时腔体重新充气，利用腔体与地面间形成的气垫吸收着陆时的撞击能量。腔体下装有许多制动块可使飞机减速。它具有可以在松软、粗糙场地上，甚至冰、雪和沼泽地面上起降，滑跑阻力小，起飞距离短，能有效吸收振动和冲击能量等优点。主要缺点是结构复杂，起降稳定性差，起降时有较大的尘雾。　(撰写：杨国柱　审订：赵秀丽)

qidong buchang

气动补偿　aerodynamic balance　为调整和减小气动操纵面(如升降舵面、方向舵面和副翼等)的铰链力矩对迎角和舵偏角的气动导数 $C_{h i \alpha}$，$C_{h i \delta_i}$ 以及减小总的铰链力矩系数 C_h 所采取的措施。在飞机气动操纵面上最常见的有以下几种气动补偿。

(1) 轴式补偿 (overhang balance)：也称移轴补偿，气动操纵面当迎角 $\alpha > 0$ 或舵偏角 $\delta_i \neq 0$ 时，所产生的气动载荷对铰链轴都将产生负值转动力矩，又称铰链力矩(见图1，图



(a) 铰链转动示意图　　(b) 气动操纵面上的压力分布

图1　气动操纵面及其压力分布

示为低速情况)。如将铰链轴后移，则可减小铰链力矩的绝对值(见图2)。还可以通过舵面头部的修形来改变舵面铰链力矩对舵偏角的气动导数 $C_{h i \delta_i}$ 的大小。头部钝一些对 $C_{h i \delta_i}$ 的作用较大，但舵面铰链力矩对迎角的气动导数 $C_{h i \alpha}$ 影响不大。一般希望 $C_{h i \alpha} \to 0$，$C_{h i \delta_i}$ 绝对值减小，但不希望铰链力矩系

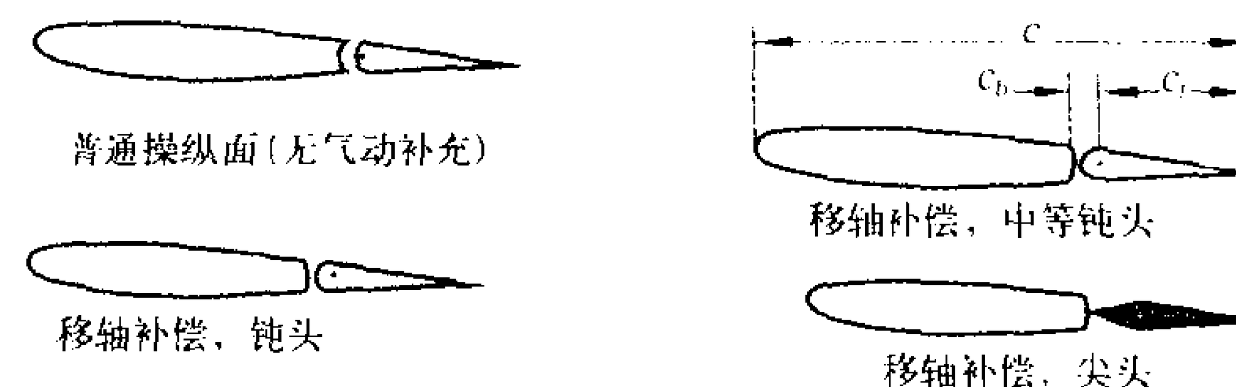


图2　轴式补偿

数 C_{hi} 变符号(即由负值变为正值，这一情况称为过补偿)。

(2) 角式补偿 (horn balance) (见图3)：在操纵面梢部铰链轴前面突出一块翼面，作用在这一部分翼面上的气动载荷产生的铰链力矩与舵面上的气动载荷所产生的铰链力矩符号相反，从而起到了气动补偿作用。

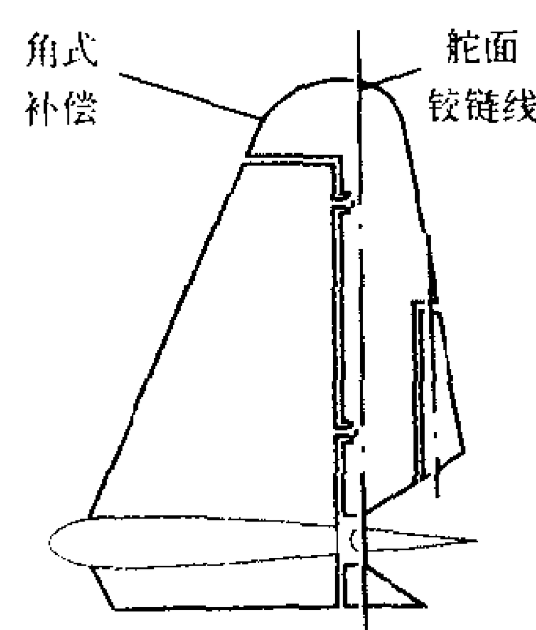
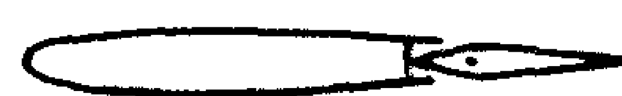


图3　角式补偿

(3) 内补偿 (internal balance) (见图4)：舵面的前缘与安定面内前壁面用密封布连接起来，构成上下不通气的内室。当有迎角或有舵偏转角时，铰链轴前方，内室里可保持很大的压力差，从而起到减小铰链力矩的作用。


图4　内补偿

轴式补偿简单，但由于 $C_{h i \delta_i}$ 对舵面头部形状敏感，故移轴量不能过大；角式补偿十分有效，但也容易出现过补偿情况；内补偿效率高，但加工和维护费事，舵偏角也因内腔室高度受到限制。通常，在飞机的气动操纵面上，几种气动补偿将搭配采用。

(撰写：朱一锟　审订：陈晏清)

qidong daoshu

气动导数　aerodynamic derivative　在飞机的稳定性、操纵性和颤振研究中，通常将飞机的空气动力和力矩特性表示成其系数对运动参数(如迎角、侧滑角、马赫数等)及运动参数时间变化率的导数，这些导数就是气动导数。例如：升力系数对迎角的导数，侧力系数对侧滑角的导数，滚转力矩系数对滚转角速度的导数等。气动导数通常写成无量纲形式，它可分为静导数和动导数两大类。气动导数是飞机稳定性和操纵性研究中的基本气动数据，也是飞机气动设计、操纵系统设计和自动驾驶仪设计的基本参数。在把飞机看作弹性体的颤振研究中，气动导数又称为颤振导数，其中静导数称为刚性导数，动导数则可分为阻尼导数和惯性导数。气动导数一般通过工程估算粗略求得，也可通过风洞试验、模型自由飞和飞行试验等方法获得，或者通过数值计算求得。

(撰写：陈晏清　审订：朱一锟)

qidong jiare

气动加热　aerodynamic heating　超声速和高超声速气流绕物体流动时所引起对物体的加热。在超声速和高超声速情况下，物体的钝头部或钝前缘附近会出现离体弓形激波，其中央部分近乎正激波，正激波和物体之间的气体被压缩而升温。这一受到压缩的区域是物体绕流中高温气体的主要热源。高温气体经边界层将热传给物体，由于在物体头部的驻点区域和机翼前缘处压力最高且边界层最薄，热传递在这个

区域中最严重。除压缩引起温度升高以外，在边界层中由于粘性摩擦产生摩擦热也引起温度升高。

气动加热使飞机结构刚度下降、强度减弱，并产生热应力、应变等现象，甚至会引起灾难性的颤振。气动加热还引起座舱温度升高，使舱内工作环境变坏，油料容易挥发、稀释等后果。马赫数愈高，气动加热现象愈严重。通常在设计马赫数超过 2.2 的飞机时，必须考虑气动加热的影响，并采取相应措施：采用耐热材料（如钛合金和合金钢等）、加装隔热设备、安装冷却系统等。高超声速飞行器的气动加热要严重得多，可根据具体情况分别采用隔热材料、多孔壁喷气冷却、表面涂层的烧蚀冷却以及辐射冷却等防护方法。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

qidongli zhongxin

气动力中心 aerodynamic center　简称气动中心，又称气动焦点。升力增量的作用点。在一定的迎角范围内，空气动力合力相对气动中心的力矩不随迎角的变化而变化。由于迎角增加，升力随之增大。在线性范围内所增加的升力是按一定比例分布的，因此这部分升力增量的作用点不变，所以全部升力绕气动中心的力矩始终不变。气动中心位置越靠后，飞机越趋向俯仰稳定。当飞机从亚声速进入超声速飞行时，气动中心从平均气动弦长 1/4 处后移至平均气动弦长 1/2 处。气动中心后移，俯仰稳定度增加，给飞机操纵带来困难。一般选择合理的机翼平面形状，使气动中心随飞行马赫数增加而引起的后移量尽量小，而且变化平缓。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

qidong sifu tanxing lixue

气动伺服弹性力学 aeroservoelasticity　研究计及飞机伺服系统影响的气动弹性问题的分支学科。气动伺服弹性问题的产生，是因为飞机的弹性位移或振动，使伺服系统通过传感器或机械式伺服机构感受到附加的输入，而引起附加输出，与弹性力、惯性力、空气动力交互作用，对飞机的气动弹性特性，包括稳定性和响应特性产生不可忽视的影响，并会引起新的不稳定问题。（撰写：管　德）

qidong tanxing jiancai

气动弹性剪裁 aeroelastic design　满足气动弹性和强度要求的复合材料结构的优化设计。气动弹性剪裁的目标函数通常是重量，约束条件是强度和某处（些）气动弹性要求，设计变量通常是各指定铺层方向的铺层厚度、铺层方向和铺层顺序。气动弹性剪裁由于更充分地利用了复合材料的各向异性特点，可以用更小的重量代价，更好地满足气动弹性要求。例如，前掠机翼有良好的空气动力特性，但因为发散速度不易满足要求，采用金属材料结构，重量代价过大，因而不能实用。利用复合材料的各向异性特点，使满足发散速度要求所需的重量代价大大降低，现在已经有几种前掠翼飞机问世。

（撰写：管　德）

qidong tanxing lixue

气动弹性力学 aeroelasticity　研究空气动力与柔性结构相互作用的交叉学科。飞机结构在空气动力作用下会产生变形，这种变形反过来又使空气动力随之改变，从而又导致进一步的变形，这就是最基本的气动弹性现象。气动弹性力学研究涉及到空气动力学、结构力学、大气飞行动力学和控制论等学科。气动弹性力学包括以下分支：静气动弹性力学、动气动弹性力学、气动伺服弹性力学和热气动弹性力学。每一个分支中，都包含响应问题（研究稳定系统的气动弹性响应）和稳定问题（确定系统由气动弹性稳定到不稳定的临界，即中立稳定条件）。

静气动弹性力学研究定常空气动力同结构静弹性变形之间的相互作用。静气动弹性响应问题，包括结构弹性变形对空气动力载荷分布、静稳定性导数和操纵效率的影响；稳定性问题是变形发散。

动气动弹性力学研究非定常空气动力同结构运动产生的惯性力、弹性力之间的交互作用。动气动弹性响应问题，包括突风响应和其他的空气动力作用下的动力响应（如抖振和突风响应）；稳定性问题是颤振。柔性飞机的稳定性和操纵性则包含响应与稳定性问题。

气动伺服弹性力学是在研究上述各种问题时，加入伺服系统的作用（参见气动伺服弹性力学）。

热气动弹性力学是在研究上述各种问题时，加入气动加热对结构刚度的影响（包括由于空气动力加热而引起的弹性模量降低和附加热应力）。

飞机设计的强度与刚度要求中，都规定了气动弹性方面的设计要求。（撰写：管　德）

qigangtou wendubiao

气缸头温度表 cylinder head gas thermometer　测量活塞式发动机气缸头温度的仪表。由热电偶温度传感器、补偿导线和指示器组成。气缸头温度表热电偶温度传感器常用面接触式探头感受气缸头温度，产生的热电势由补偿导线远距离传输给指示器，指示被测平均排气温度。补偿导线采用低温热电特性与热电偶材料相当的导线，把热电偶冷端移到指示器。指示器内采用机械或电气的方法自动进行冷端温度补偿。指示器多用高灵敏度的磁电式毫伏计，也有用伺服式指示器的，用自动平衡电桥显示参数。在现代综合系统显示仪中，排气温度表用指针刻度定性显示和数字定量显示 EGT 的测量值。（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

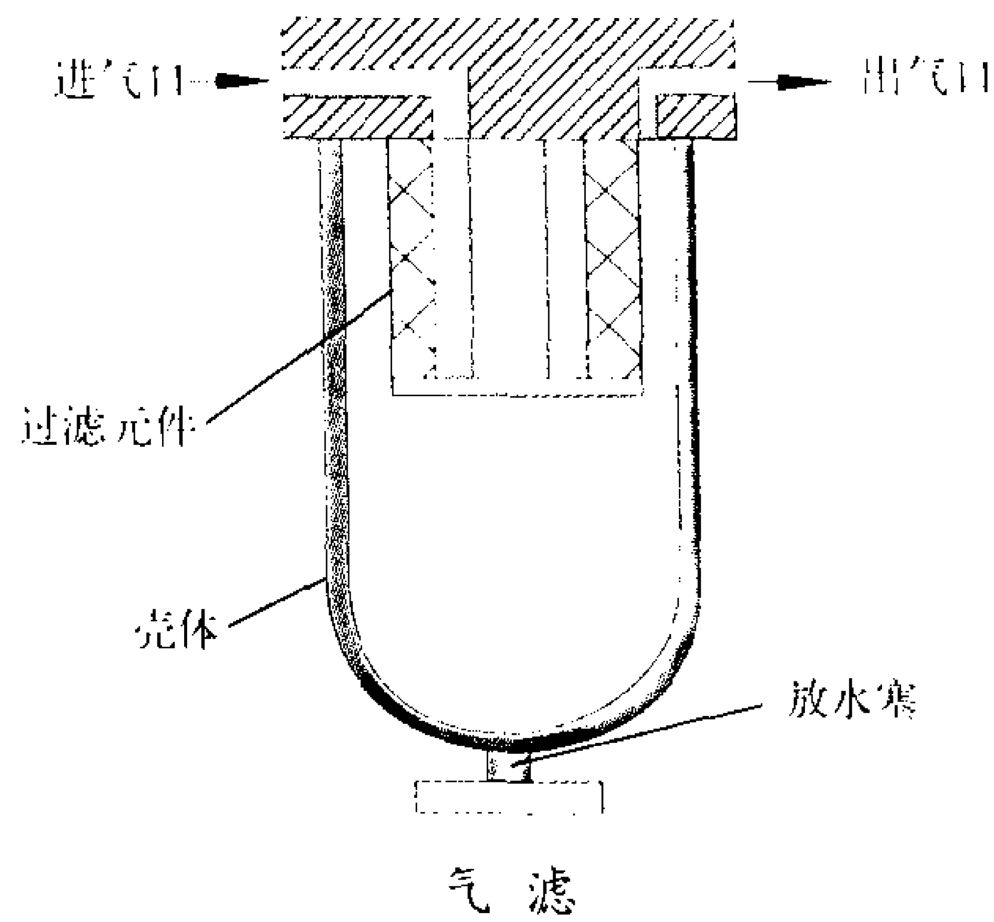
qiliu chuixi

气流吹袭 wind blast, dynamic pressure, q-force　高速气流的动压对人体的作用。在高速飞机上，用敞开式弹射座椅或牵引装置应急离机时乘员所受到的气流吹袭。气流吹袭对人体会造成严重后果，如颜面变形、眼结膜出血、皮下出血、软组织撕裂、头部和四肢甩打损伤（骨折、扭伤、关节脱位等）、吹坏或吹掉个体防护装备造成缺氧和冻伤等。气流吹袭对人体影响的程度取决于高度和速度（尤其是速度）。速度越大，损伤越严重。据统计在 920 km/h 空速下弹射，四肢甩打伤发生率为 50%，在 1300 km/h 时达 100%。人体对气流动压的耐力约为 31000 N/m^2。动压达 58608 N/m^2 可造成死亡。为防止气流吹袭对人体的影响，必须采用高速弹射防护装置和防护服装：使用护头装置（如头盔、充气式固定装置），对头和颈部实施保护；使用四肢防护装置（如限臂带、限腿带）对四肢实施保护；使用防护服装保护人体不受冻伤。（撰写：谢兆云　审订：袁修干）

qilü

气滤 pneumatic filter　安装在气压系统的管路中，利用离心和过滤等作用分离出系统中的固体污染粒子和水分的装

置。其过滤元件(或称滤芯)有纸质和金属烧结等形式。被过滤的污染粒子沉积在气滤壳体的底部，用手动或自动的方法，将污染物排出系统之外。



气 滤

(撰写：王绍博 审订：杨燕生)

qimicang pilao shiyan

气密舱疲劳试验 airtight cabin fatigue test, pressurized cabin fatigue test 对具有气密舱的全尺寸飞机作气密舱和舱盖(或舱门)的疲劳试验。该试验可以结合全尺寸机身疲劳试验一起完成，也可以单独进行。试验载荷除气密舱增压重复载荷外，还要考虑相应的飞行载荷或着陆载荷的相互影响。当气密舱的侧壁为进气道时，应考虑进气道载荷的作用。气密舱内增压载荷施加的方法有两种，一种为气压法，另一种为水压法。在大气中进行气压试验时，在气密座舱中加填充料以减少气体容积。水压试验往往将气密座舱或机身浸沉在水槽中进行。两种试验方法均比较复杂。

(撰写：曹定国 修订：郦正能 审订：张躬行)

qimikuang

气密框 pressure bulkhead 将机身隔成气密舱段并承受垂直于框平面的压力的加强框。气密框是一种气密隔膜结构，主要作用是将机身的气密段与非气密段隔开。参见隔框。

(撰写：冯元生 审订：赵秀丽)

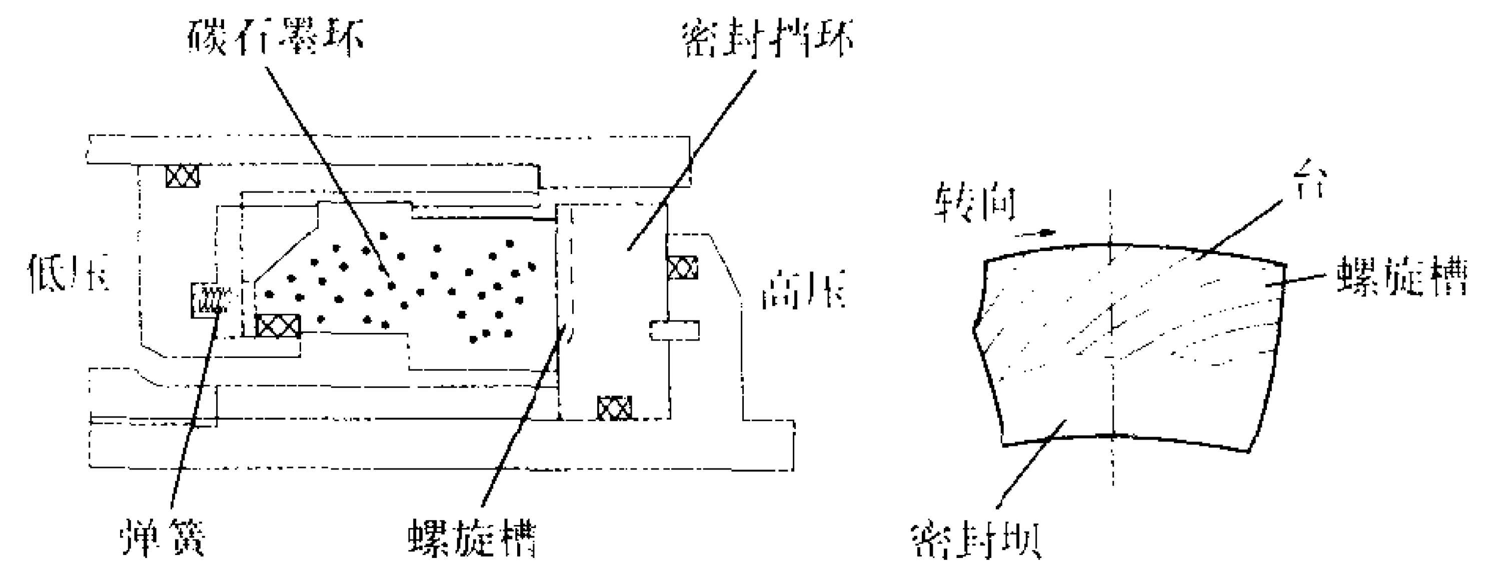
qimo lengque yepian

气膜冷却叶片 film cooling blade 冷却空气通过叶片壁上按一定方式分布的孔(或缝)流出而在燃气和叶型壁面之间形成一层低温隔热气膜，以减少燃气对叶片传热的冷却叶片。气膜冷却传热的物理现象非常复杂，实际上气膜冷却叶片的冷却效果是对流冷却与气膜冷却综合作用的结果。影响因素除对流冷却叶片的影响因素以外，主要还同气膜孔(槽)的分布和几何尺寸以及主燃气流对冷气射流的密流比(吹风比)有关。由于气膜冷却可以有效地降低叶片金属的峰值温度和温度梯度，所以主要用在叶片的前缘、后缘和其他温度较高的部位。合理的气膜冷却设计可以在局部形成连续的全敷气膜。在整个叶片表面形成全敷气膜的叶片称为全气膜冷却叶片。通常气膜冷却叶片要比对流冷却叶片的冷却效果好。

(撰写：杨燕生 审订：陈 光)

qimo mifeng

气膜密封 air film seal 由流体动压和流体静压轴承原理发展而来的一种适用于高工况、低泄漏量的高性能密封装置。这类密封的应用，对发动机性能改进具有巨大潜力。流体动压气膜密封，依靠密封界面处的空气在动、静环之间相对高速运动而产生的升力将摩擦副分开，从而在密封面上形成一个完整的流体膜，使摩擦处于全流体润滑状态。流体动压端面密封产生升力的动压型面，通常采用对数螺旋槽(如图)、人字槽、T形槽、雷利台阶等。流体动压圆周密封的动压型面采用雷利台阶、楔形或两者的复合型。流体动压气膜厚度为2.5 ~ 13 μm，适用于高速、高压的工作条件，具有长寿命、低泄漏的优点，但对密封对偶面的不平行和翘曲变形要求严格。对于流体静压气膜密封，密封界面的分离不是由流



螺旋槽气膜密封结构示意图

体动压效应产生的，而是依靠经过节流孔引至密封界面的高压气体产生的，气膜厚度为25 ~ 64 μm，与流体动压气膜密封相比，有更大的适应密封对偶面不平行和翘曲变形的容限，泄漏量大于流体动压气膜密封，但仍优于刷式密封。

(撰写：林基恕 审订：陈 光)

qipao xianshifa

气泡显示法 bubble flow visualization 用气泡作为示踪粒子显示流态的试验方法。所用的气泡主要有氦气泡和氢气泡。前者用于低速风洞，后者用于水洞。单色氦气泡流动显示技术出现于20世纪70年代初期，目前已发展成彩色氦气泡流动显示，主要用于显示绕模型的空间流态，尤其是旋涡流和分离流。氦气泡流动显示技术是用氦气泡枪在模型上游发射不会自动升降的氦气泡，直径约3 mm，氦气泡顺流而下，绕过模型，用强光源从模型下游向上游观察区照射，运动中的氦气泡形成一条条明亮的迹线，清晰地显示空间流态，可用照相或录像记录。氦气泡出现彩色是光学干涉的结果，受光源波长、泡膜对光的折射系数、泡膜厚度和反射角等因素的影响，适当地控制这些因素可以得到理想的结果。氢气泡流动显示技术是利用很细的金属丝放在水中作为阴极，通电后在该细丝上形成的氢气泡随水流流走而成为显示流场的示踪粒子，用以观察绕流中的各种流动现象。由于氢气泡在流场中发生和中断的时间可以精确地控制，因此，可以利用氢气泡流动显示技术进行流场速度的定量测量。

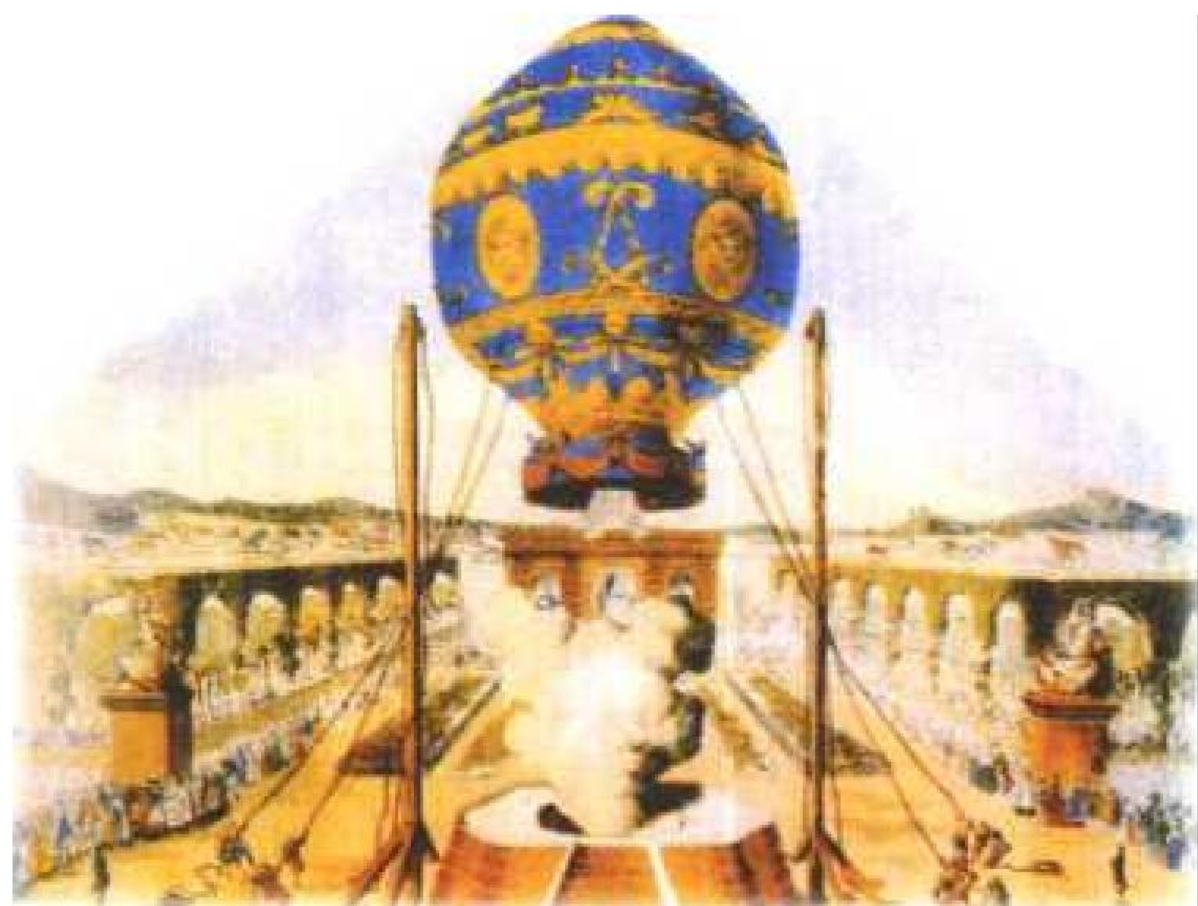
(撰写：范洁川 审订：吕志咏)

qiqiu

气球 balloon 一种无推进装置，且轻于同体积空气的航空器。主体是气囊，气囊下面有吊篮或吊舱。气囊用浸胶织物或塑料薄膜等柔性材料制成，具有足够的强度和气密性。气囊内充以密度比空气小的浮升气体，靠空气的浮力升空。吊篮或吊舱内供放置仪器设备或乘坐人员。

按气囊内所充浮升气体的种类，气球可分为热气球、氢气球和氦气球三种。按气球升空后有无系留装置可分为自由气球和系留气球两类。按气球升空飞行过程中气囊内压强值的大小，又有零压式气球和超压式气球之分。自1783年法国人蒙哥尔费兄弟用大型热气球实现了人类第一次空中飞行

和同年法国物理学家 J. A. C 夏尔制成了第一个氢气球后，氢气球迅速发展成为有广泛实用价值的航空器，19 世纪曾广泛用于军事和体育运动等领域。气球具有留空时间长、价格低和回收方便等优点，所以在高空探测科学研究方面的应用也日益增多。



法国蒙哥尔费兄弟 1783 年制作的热气球

（撰写：杨景佐　修订：赵秀丽　审订：王道荫）

qiqiu yujing tance xitong

气球预警探测系统　balloon warning surveillance system　利用气球作为载体和以预警雷达为主体的探测目标系统。气球是无推进装置的轻于空气的飞行器，由气囊和吊在气囊下面的吊篮或吊舱组成。气囊内充以密度比空气小的浮升气体，使气球升空，吊篮用于放置预警雷达和其他电子设备用以探测目标。气球可以将预警雷达及其他电子装置升空至 3000 m 以上，采用绳索固定在高空，称为预警系留气球，探测低空目标的范围可达 200 km 。其造价比机载预警探测系统低，但机动性差，载体体积大，生存力低。气球预警探测系统由气球载体、天线以及电子系统 3 大部分组成。电子系统主要包括预警雷达、数据处理、通信系统以及敌我识别等子系统，能够探测和跟踪远距离的高空和低空目标，有很大的覆盖范围。

（撰写：刘玉战　审订：钱允敏）

qishi xianxiang

气蚀现象　cavitation erosion　液压元件的表面或管壁上，因长期承受液压冲击和高温作用而被逐渐腐蚀，使表面剥落并形成蜂窝状小坑的现象。气蚀是液压系统中经常出现的现象，危害很大，常使零件损坏以及管道和液压元件的寿命降低。气蚀现象的产生和气穴现象有关，只要防止气穴现象的产生，也就可以避免气蚀现象的发生。

（撰写：楼根良　孟庆明　审订：王洪铭）

qiti changshu

气体常数　gas constant　表征完全气体性质的一个常数，通常以 R 表示。根据完全气体状态方程 $R = p/(\rho T)$，不同气体的 R 值不同。

根据阿佛伽德罗定律，可以导得适合各种气体的所谓通用气体常数，其值为

$$\mu R = 8.31432 \times 10^{3}\ \mathrm{N \cdot m/(kmol \cdot K)}$$

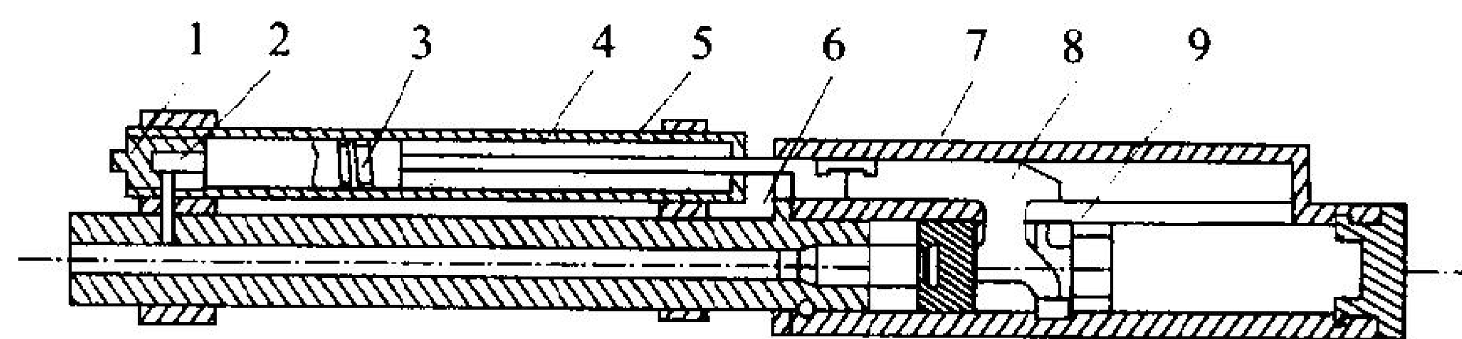
式中 μ 为气体的分子量，由此不难求出各种气体的气体常数。

空气是一种主要由氮气和氧气所组成的混合气体，它的成分在地球各处几乎一样，也几乎不随时间而变。根据空气一般的组成成分，计算得到的空气平均分子量为 $\mu = 28.96442$ kg/kmol，因此空气的气体常数为 $R = 287.053\mathrm{J/(kg \cdot K)}$ 。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

qituishi hangkong jipao

气推式航空机炮　aircraft gas operated cannon　又称导气式航空机炮。利用从炮管侧孔中导出的火药气体作用于传动装置（活塞、导板等）使自动机构工作，完成开膛、抽壳、进弹、锁膛和打火等动作以实现连续射击的航空机炮（见图）。



气推式航空机炮

1—气量调节器；2—气孔；3—活塞；4—复进簧；5—气筒；6—炮管；7—炮身；8—传动板；9—机心锁

此类航空机炮由于活动件质量小，运动速度高，故射速较高。但火药气体作用于膛底的力通过炮身直接传到固定炮架上，故后坐力较大，须在炮架上加缓冲装置。

（撰写：史家科　审订：王祖典）

qixiang baozhang

气象保障　meteorology support　向航空器和地面提供气象情况。气象保障的任务是，及时、准确地提供天气预报、天气实况，发布重要气象情报、危险天气警报和通报；必要时提出使用航空器和其他探测器设备探测天气的建议。

（撰写：管　德）

qixue xianxiang

气穴现象　cavitation　当流动液体的压力达到相应温度的空气分离压力时，液体加速气化从而产生大量气泡，随着液体流动时压力和温度的变化，在气流冷凝时产生瞬间真空的现象。空气分离压力依油液种类、温度和空气溶解量的多少而异。油量越高、空气溶解量越大，则空气分离压力越高。常见的有两种气穴现象：

(1) 节流气穴：油液从锐边节流孔或阻尼孔喷出时，在收缩截面处形成低压湍流区，当该区的压力低于通过液体的空气分离压力时，便产生节流气穴。此时液流的连续流动遭到破坏，并伴随着噪声和振动，产生气蚀等。防止产生节流气穴的条件是

$$C_{\mathrm{d}} < \left(\frac{1+K}{2.75}\right)^{1.2}$$

式中 C_{d} 为临界流量系数；K 为表征气穴发生倾向的系数，$K = \dfrac{p_3}{\Delta p}$ ，$\Delta p = p_0 - p_3$（p_0、p_3 为节流孔前、后压力）。

(2) 油泵气穴：当泵的转速增加时，泵内最低压力下降，若最低压力低于空气分离压力，即产生油泵气穴。其危害是使得油泵的容积效率下降，压力脉动，噪声增加，在泵的吸入口产生的气泡到排油口被破坏而产生冲击压力时，往往会造成金属的剥蚀。防止油泵气穴产生的条件是

$$\Delta h \geqslant \Delta p / \gamma$$

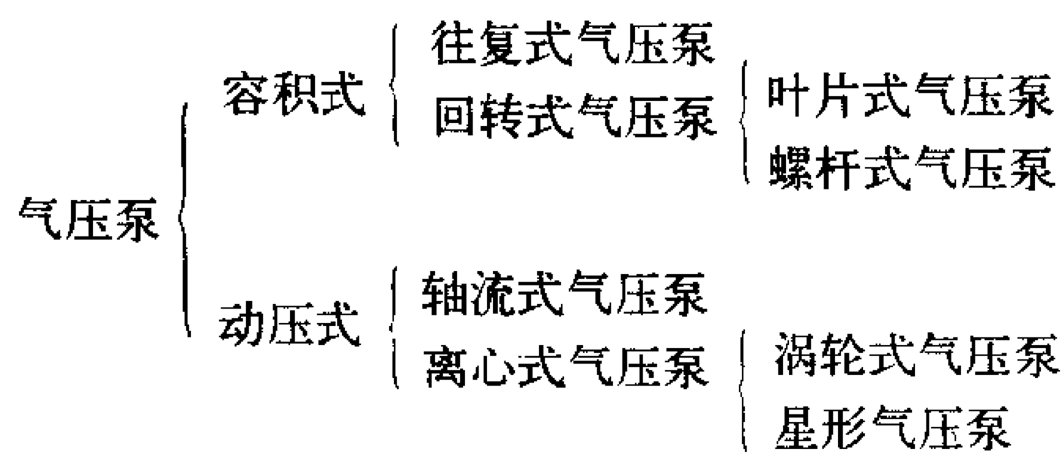
式中 Δp 为油泵内由于油流加速或损失而引起的压力降；Δh

为油液所具有的有效吸入压头；γ为油液的重度。

（撰写：楼根良　孟庆明　审订：王洪铭）

qiyabeng

气压泵　pneumatic pump　又称冷气泵。将驱动机构（如电动机、内燃机、发动机等）的往复运动或旋转运动的机械能转换成为空气的压力能，并向系统输出具有一定压力和流速的压缩空气的气压部件，是气压系统的“心脏”。气压系统所使用的气压泵有两大类：容积式气压泵（或称静压气压泵）和动压式气压泵（具有低压大流量的工作特点）。气压泵分类如下：



在飞机气压系统中，多采用容积式往复气压泵。涡轮式动压气压泵多用于地面低扭矩高转速的传动设备。

（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

qiyafa

气压阀　pneumatic valve　在以气体作为传动介质的系统中，为满足被操纵对象的各种运动要求（如启动、停止、变换调整运动速度，改变运动方向、输出力大小以及动作顺序等）而控制调整传动介质的流动方向、压力和流量的元件总称。按工作职能可分为3大类：⑴方向控制阀：控制气流流动方向如换向阀、单向阀等；⑵压力控制阀：控制气流压力如溢流阀、安全阀、顺序阀等；⑶流量控制阀：控制气流流量大小如节流阀、调速阀等。按控制方式可将其分为手动调节、比例控制和伺服控制等3大类。按连接方式可将其分为管式和板式两种，在飞机气压系统中多采用管式连接形式。操纵气压阀动作的外力有各种方式，其中常用的有手动、电动、气动和机械传动等，有时是几种方式的组合。飞机气压系统中往往将两个或两个以上的阀组装在一个阀的壳体内构成组合阀，如电磁溢流阀、单向减压阀等。

（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

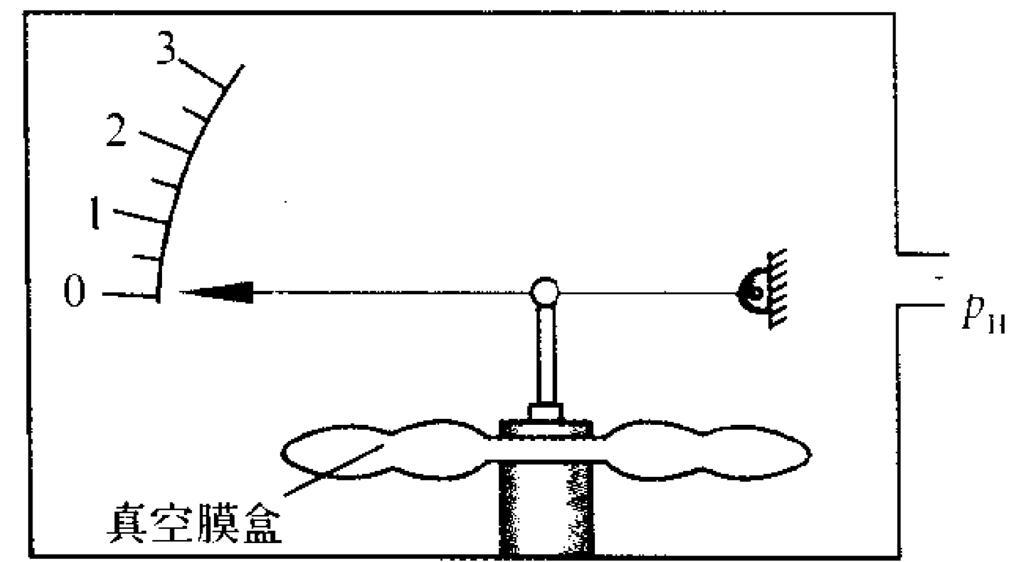
qiya gaodu

气压高度　pressure altitude　又称压力高度。根据飞行中测出的大气压力值，由标准大气表查得相应的高度。航空器中的高度表就是按照标准大气表中的大气压力值和高度值的对应关系而刻制的，若把气压高度表的气压刻度调到标准大气状态（p_0= 101.325 kPa），这时气压高度表所指示的高度称为标准气压高度。航空器在远航、分层飞行时，为了防止相撞，均使用标准气压高度。

（撰写：邵箭　修订：李志强　审订：赵杰）

qiya gaodubiao

气压高度表　aneroid altimeter　通过测量大气压力（常称大气静压）而间接测量高度的一种航空仪表。图示是气压式高度表的基本原理结构，感受压力的是真空膜盒（由弹性膜片做成），它装在密封的表壳内，引进的大气压力经表壳后面的接头作用在真空膜盒四周；膜盒被抽成真空，压力可以认为等于零。当作用在膜盒上的气压为零时，它处于指零的自然状态；受到大气压压力后，真空膜盒被压缩并产生相应的弹力，弹力与作用在真空膜盒上的大气压力相平衡，真空膜盒经传动放大机构带动指针指示高度值。气压高度表面板前有调整旋钮，可以选定不同的高度基准面，仪表显示出不同的



气压式高度表的基本原理

高度。如以标准气压平面为基准面，仪表指示标准气压高度；以某一机场气压平面为基准面，仪表指示是对该机场的相对高度；以海平面为基准面，仪表指示的是绝对高度。气压高度表是根据标准情况下气压与高度关系设计制造的（国际上统一建立了一个非常接近客观实际的标准大气与其物理性质——压力、密度等与高度关系），当高度表的调整旋钮调整得与其基准气压不相符合时，仪表会出现方法误差。

（撰写：以光衢　审订：冯文清）

qiya jilun shache zhuangzhi

气压机轮刹车装置　pneumatic wheel brake device　使用气压系统减少飞机在地面的滑跑距离和纠正或改变飞机在地面的滑行方向的主要装置。多用于飞机应急刹车系统及小飞机刹车系统。由气压能源（气压泵或气瓶）、能源气压减压阀、刹车减压阀、刹车差动阀、减压加速阀、应急阀、放气电磁切换阀和自动刹车阀等主要元件组成。驾驶员通过刹车减压阀的操纵，可以改变前轮和主轮刹车装置的刹车压力，控制飞机机轮的制动力大小，通过刹车差动阀的操纵，使主轮刹车装置的刹车压力不相等，实现机轮差动刹车改变飞机滑行方向。为提高刹车系统的快速性和工作可靠性，在靠近刹车装置的入口设置减压加速阀，以降低进入刹车装置的气体压力，增大流量。在起落架收起后，触通自动刹车阀，使气压接通刹车装置，因此，飞机起飞后机轮自动停转。现代的飞机机轮刹车系统除上述组成外，还配置了自动防滑控制系统。具有结构简单，刹车系统快速性好，重量比较轻等优点。

（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

qiya mada

气压马达　pneumatic motor, air motor　实现连续旋转运动的气压执行元件。它输出扭矩和转速。其分类参见飞机气压系统。

（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

qiya shache xitong

气压刹车系统　pneumatic brake system　见刹车控制系统。

qiyashi tanshe zuoyi

气压式弹射座椅　compressed air type ejection seat　以压缩空气为弹射动力的弹射座椅。乘员像塞子从瓶口迸发出来一样弹离飞机。1940年德国享克尔公司研制成功，装备德国He.219、Do-335等战斗机，二次世界大战中至少有60名飞行员获救。压缩气瓶体积和重量大、有漏气危险、弹射能量

小、弹射轨迹高度低，飞行速度较大时不足以越过垂尾。它是首种装机使用的弹射座椅，被弹道弹射座椅取代。

（撰写：高闻天　审订：袁修干）

qiya sifu zhuangzhi

气压伺服装置　pneumatic servo mechanism　在伺服系统中，以压缩空气完成放大环节和执行元件等功能的装置。在信号输出和运算部分也有应用。由于在气压系统进行比例、微分、积分和加减等运算比较容易，功率水平比液压系统低且安装方便等，因此，气压伺服装置在小功率的伺服系统中应用较多。（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

qiya xitong jiben huilu

气压系统基本回路　fundamental circuit of pneumatic system　由一个或几个主要气压元件组成，通过气压导管以一定的顺序将它们连接起来完成一定功能的气压回路。根据功能可将其分成下述几种类型：压力控制基本回路、方向控制基本回路、速度控制基本回路、多气缸基本回路、气压马达基本回路、伺服控制基本回路等，前3种为飞机上常见的基本回路。由于上述基本回路还可以派生出一些具有单一功能的简单回路。如在压力控制基本回路中又可划分为限压回路、减压回路、背压回路，卸压回路、卸荷回路等；方向控制基本回路中还可分为换向回路、限程回路、气缸定位回路、锁紧回路等；速度控制基本回路中还可分为增速回路、减速回路、调速回路等。基本回路是分析、设计气压系统的基础。（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

qiyaxing sunshang

气压性损伤　barotrauma　因外界气压变化使机体空腔器官腔内外压力不平衡(腔内形成负压)引起的病症。常见的有航空性中耳炎、航空性鼻窦炎。在飞机下滑、低压舱下降高度、高压氧舱增压及潜水时均可发生这些气压性损伤。航空性中耳炎主要症状是耳痛、耳鸣、眩晕，严重者恶心。航空性鼻窦炎主要是局部疼痛、反射性头痛、眼睛胀痛。增压座舱迅速减压引起肺气压损伤则较为少见。气压性损伤取决于空腔器官内外压差大小及变化速度：气压随高度变化率越大、飞机下降速度越快，发病率越高。预防措施：(1) 保持耳、咽管和鼻窦良好通气能力，下滑时及时做开放耳及咽管动作(如吞咽法、捏鼻鼓气法)；(2) 禁止感冒未愈飞行，矫正和治疗耳、咽管及鼻窦疾病；(3) 采用合理的座舱压力制度，控制舱内外压力变化率及压力波动值。如：民用客机座舱增压率应小于 1.44 Pa/min；歼击机、轰炸机座舱增压率高限值应小于 0.66 kPa/s。

（撰写：肖华军　张玉明　审订：袁修干）

qiya zhixing yuanjian

气压执行元件　pneumatic actuator　将气体的压力能(气体的流量和压力)转换成为机械能的装置。能实现直线运动的气压执行元件被称为气缸；能在一定角度内摆动的气压执行元件称为气压马达。飞机气压系统中一般收放与抛放装置常采用气缸作为执行元件，由于气缸的结构简单，制造方便，实现往复运动容易，其运动方向和输出力大小易于控制，因此气缸是气压系统中应用最广泛的执行元件。气压马达在飞机气压系统中很少被采用。

（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

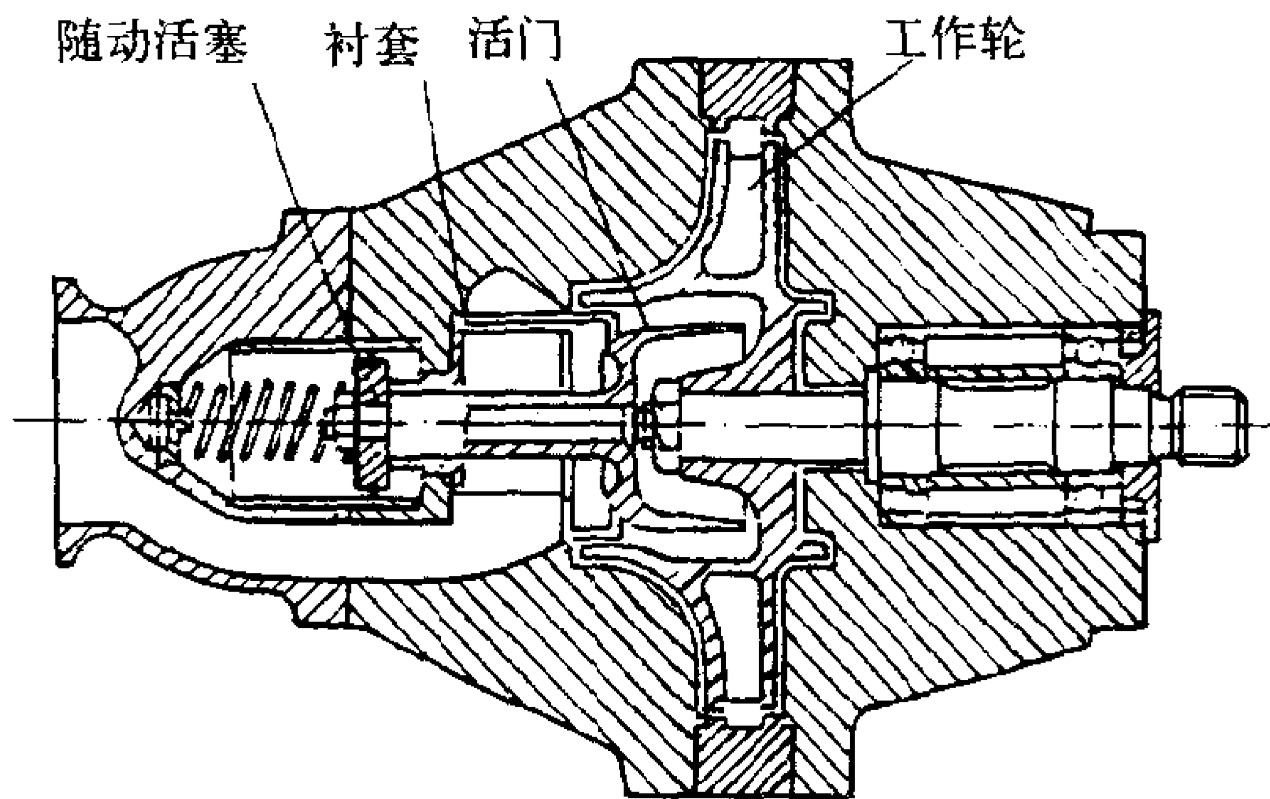
qiyuan xitong

气源系统　air supply system　为风洞提供满足试验要求的空气的设备。它所提供的空气必须满足压力、流量、含水、含油和含尘量的限制条件。此外，还要保证风洞有一定的工作时间和运行频率。连续式风洞一般采用多级轴流式压气机提供试验所需气流。暂冲式风洞气源系统由三部分组成：空气压缩机、除水、除油、除尘设备和贮气瓶。常用的空气压缩机有活塞式和离心式两种。贮气瓶为球形或罐形。贮气瓶的压力、容积根据风洞试验段尺寸、最高试验马赫数和雷诺数以及工作时间等参数确定。风洞运行时，气瓶压力下降，空气膨胀，总温降低，从而导至试验过程中雷诺数不断变化。可在气瓶内装贮热介质或在贮气瓶出口处安装加热器以减少吹风过程中气流总温下降。在跨、超声速风洞中，气流加速到超声速时，静温下降，空气中水蒸气将凝结成水滴。水蒸气凝结放出热量，使气流局部马赫数降低，从而导致实验段流场不均匀，影响试验数据的精准度。跨、超声速风洞一般要求每千克空气含水量低于 0.2 ~ 0.5 g(马赫数愈高要求含水量愈少)。为了除去空气中的水分，空气应通过硅胶干燥塔或冷却设备。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

qixinbeng

汽心泵　vapor core pump　一种带进口节流活门的离心泵。主要由叶轮、蜗壳和进口节流活门组成。流体经进口节流活门计量窗口产生压降，当节流活门后的压力低于液体饱和蒸气压力时，液体气化，随同液体中析出的气体在叶轮中心部位形成含有液体质点的汽心。在离心力作用下，汽心不断获得能量，压力逐渐增加，到一定半径位置后，汽心消失，工质全部变成液态，由叶轮输往出口装置。对于汽心泵，当进口节流活门全开时，相当于一个普通离心泵，当进口节流时，通过泵的流量受进口计量窗口面积的控制。在给定转速下，不同的节流状态，将使汽心泵压力一流量特性发生变化。对于给定节流状态，出口负载的改变仅引起泵后压力变化，而流量基本保持恒定。汽心泵具有体积小、重量轻、流量大、抗脏性强、流量调节范围宽和温升小等优点。因而在航空发动机加力系统中多有应用。在有容积式起动泵(如旋板泵)配合时，可用作主燃油泵。主燃油和加力燃油系统共用一台汽心泵的方式也有较大的发展前景，但需解决加力调节系统对主调节系统的干扰问题。（撰写：楼根良　审订：王洪铭）



汽心泵结构图

qianyin huojian

牵引火箭　tractor rocket, extraction rocket　将乘员拖曳出失事飞机座舱而获救的小型固体火箭发动机。火箭牵引救生系

统中牵引动力装置。一个乘员的牵引火箭重量约9.5 kg，总冲约4500 N·s，燃烧时间约0.6 s。最大牵引过载10～12。

（撰写：李 锐　审订：袁修干）

qianyin shebei

牵引设备 towing equipment　又称拖曳设备。在飞机、直升机起飞前、停机后，牵引它到指定位置的设备。其使用目的是节约发动机地面工作时间和航空油料。其组成包括牵引车、牵引杆、手牵引杆、牵引钢索等。一般采用牵引车通过牵引杆牵引飞机。牵引速度，大型飞机直线向前牵引速度控制在10 km/h内，小型飞机直线向前牵引速度控制在20 km/h内，转弯牵引速度不得大于5 km/h，直线向后牵引速度不允许超过5 km/h。有些机种不允许用牵引车向后牵引飞机，只允许人工推动。在飞机不正常时，可用牵引钢索牵引。对于小型飞机的短距离移动，可用手牵引杆导向，借助于人力进行。目前，飞机牵引形式可分为两类。一类为单点式牵引，其牵引连接点在飞机的前起落架上，牵引杆与起落架的连接为刚性连接；另一类为三点式牵引或三点以上的多点式牵引，在前起落架和主起落架上均有牵引点，与主起落架连接为柔性连接。

（撰写：张建华　审订：王立群）

qianlüejiao

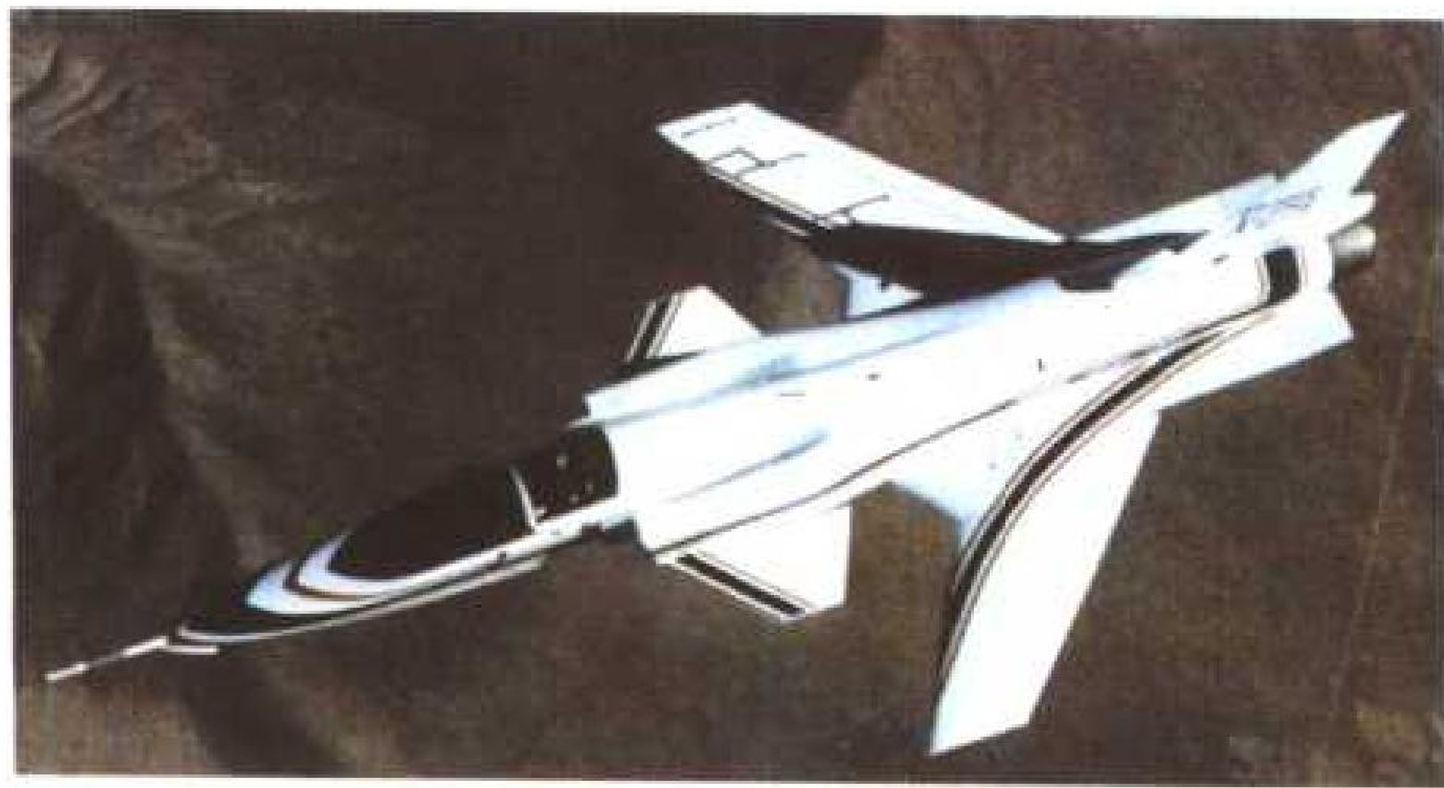
前掠角 sweep-forward angle　见后掠角。

qianlüeyi

前掠翼 swept-forward wing　见前掠翼飞机。

qianlüeyi feiji

前掠翼飞机 forward-swept wing aircraft　机翼前、后缘向前伸展（前掠）的飞机。前掠翼与后掠翼正好相反，梢弦在根弦的前面，左右翼俯视投影形成一个V字。前掠翼是和后掠翼同时提出的，两者推迟激波产生的原理是完全相同的（参见后掠翼飞机）。1944年德国制造了第一架前掠翼飞机容克斯287，机翼前掠角为15°。前掠翼飞机在大迎角时首先从翼根部分开始失速，它不会影响飞机纵向、横向的平衡和操纵，失速特性比后掠翼飞机好得多。因此前掠翼飞机低速性能好，可利用的升力比较大，可以根据阻力最小的要求控制机翼升力沿展向分布，从而保证机翼有更高的气动效率。前掠翼的严重问题是在结构方面，沿结构曲线方向的弯曲变形会使外翼沿气流方向增大迎角，增加外翼部分升力，进一步



美国X-29前掠翼验证机

增加机翼的弯曲变形。随着飞行表速的增大而外翼扭转变形增大，这种现象会形成恶性循环，直到使机翼弯曲折断。这个现象称弯扭发散。开始弯扭发散的速度称弯扭发散（临界）速度。为了提高前掠翼的弯扭发散速度，需增加机翼抗弯刚度，这就会导致机翼结构重量的增加，以致完全抵消采用前掠翼带来的好处。这是前掠翼飞机很少被采用的主要原因。20世纪70年代以后，有人提出用复合材料结构的弯扭变形耦合效应克服前掠翼发散的缺点，也就是通过布置不同纤维方向的铺层，使机翼的弯曲变形引起附加的负扭转变形，从而抵消由升力引起的前掠翼正扭转。这样可以得到不发散而重量轻的前掠机翼，美国的X-29（见图）、俄罗斯的S-37都是复合材料结构的前掠翼飞机。

（撰写：乔 新　修订：赵群力　审订：顾诵芬）

qianlun baizhen

前轮摆振 nose wheel shimmy　飞机在起飞和着陆滑跑过程中，由前起落架支柱、前轮的侧向振动和绕支柱轴线的扭转振动相互耦合的一种自激振动。

在某一载荷下，飞机在某滑跑速度范围内时，前起落架受到外部的干扰作用，即可发生摆振。此时起落架及前机身产生剧烈振动，影响驾驶员的正常操纵，严重时可能引起起落架结构和机身结构的破坏或重大事故的发生。维持这种自激振动的能量由飞机滑跑过程中地面作用于轮胎上的力及力矩所提供。凡是可以操纵的机轮如飞机前轮（包括尾轮，甚至是主轮）、汽车前轮及装有转向轮的小车在运动时均可出现摆振现象。为了防止摆振发生，在起落架结构设计中应考虑摆振问题，减摆器（阻尼器）就是为防摆而设计的。影响前轮摆振特性的主要因素有前轮的结构参数、轮胎特性、支柱本身的刚度与质量特性、前机身动力特性及与机身连接的局部刚度、减摆器特性及其传动系统的刚度、结构间隙和非线性特性等。

（撰写：巨荣博　审订：张躬行）

qianlun zhuanxiang jigou

前轮转向机构 nose-wheel steering system　供驾驶员转动前起落架以改变飞机地面滑行方向的机构，由作动筒、伺服阀、操纵转弯系统等组成。它同时具有减摆阻尼的功能。

（撰写：杨国柱　审订：赵秀丽）

qian qiluojia

前起落架 nose landing gear　又称鼻轮。在前三点式起落架中，位于飞机机身前端的起落架支持部件。除支持飞机的一部分重量之外，还有保持平衡、控制飞机在地面的姿态、并保证飞机地面滑跑稳定性的作用。在现代飞机前起落架上还装有前轮转弯装置。参见起落架。



空中客车公司的A 340客机的前起落架

（撰写：杨国柱　修订：赵秀丽　审订：任源博）

qiansandian qiluojia

前三点起落架 tricycle landing gear 又称鼻轮式起落架。见起落架。

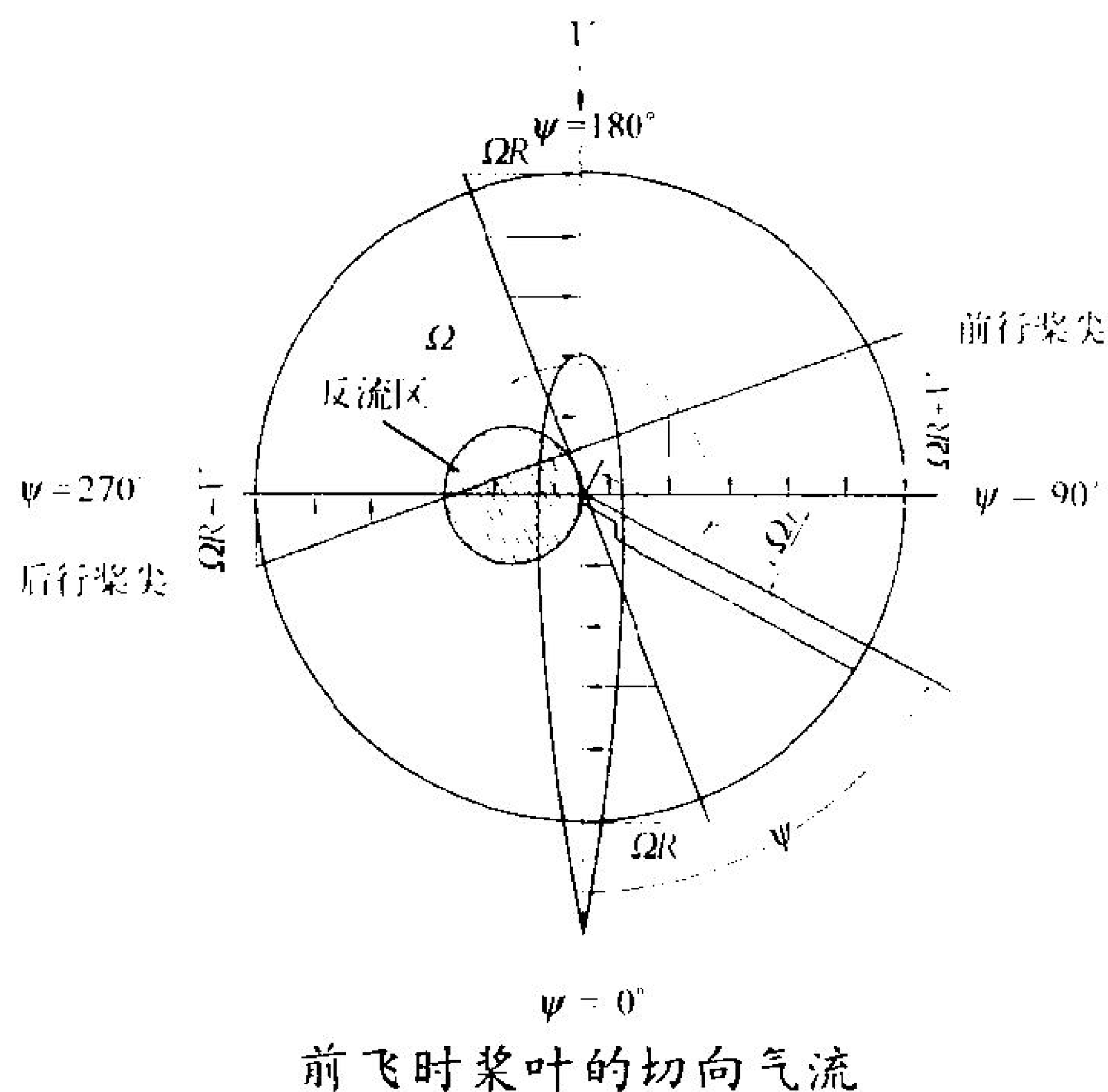
qianshangfang kongzhiban

前上方控制板 up-front control panel 又称正前方控制板。是在仪表板上方和风挡玻璃窗之间的控制板。在美国20世纪70年代F-18战斗机之后的各种战斗机都装这块控制板。其中有综合的计算机辅助通信、导航、识别(communication navigation identification, CNI)系统的控制器，也兼有控制其他系统的功能。一般由数字键、功能键、控制器和字母数字显示窗等组成。驾驶员可通过它控制或重设(更改)航空电子有关系统的参数值。它安装在平视显示器的正面，位于驾驶员的前上方，靠近正前方视野，有利于平视飞行时的左右手操作，是现代航空电子显示与控制系统的重要组成部分。有些民航机的这块控制板称为遮光屏控制板，中间装有飞行控制系统的选择控制器，左、右两侧装着仪表的选择控制器。必须注意不同国家飞机上所装的控制器，不尽相同。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

qianxing jiangye

前行桨叶 advancing blade 旋翼桨叶旋转且直升机前飞时，旋转速度在飞行方向上的分量与飞行速度方向相同的桨叶，即处于方位角 $\psi=0^\circ\sim180^\circ$ 半圈内的桨叶(见图)。反之，旋转速度在飞行方向上的分量与飞行速度方向相逆的桨叶，即处于方位角 $\psi=180^\circ\sim360^\circ$ 半圈内的桨叶，称为后行桨叶。在构造旋转平面上，对于前行桨叶，相对气流速度大于旋转所致的线速度；而对于后行桨叶，相对气流速度小于旋转线速度。由此形成了旋翼上相对气流不对称的局面。



前飞时桨叶的切向气流

（撰写：高　正　审订：王适存）

qianxing jiangye zhishengji

前行桨叶直升机 advancing blade helicopter 采用前行桨叶旋翼以改善前飞性能的直升机。这种直升机的一个特点是共轴式双旋翼布局(参见双旋翼直升机)，另一个特点是采用了无铰式旋翼(参见旋翼)，而且桨叶根部弯曲刚度特别大，以至于桨叶基本上没有挥舞运动，在前飞时，前行桨叶旋翼的升力主要由上下两旋翼的前行桨叶提供。前行桨叶直升机有可能达到比较大的前飞速度(600～700 km/h)。主要难点是桨叶的疲劳及直升机操纵性稳定性问题，这种形式的试验验证机XH-59于1973年首飞，但由于上述问题停止了发展。

（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨恩琴）

qianyuan fengyi

前缘缝翼 leading-edge slat 安装在机翼前缘并与机翼翼面间形成缝隙的小翼面。它是增升装置中前缘襟翼的类型之一，有固定式和可动式两种，但多数为可动式。固定式的相当于在机翼前缘开了一条缝隙，在飞机大迎角飞行时推迟上翼面边界层的分离。可动式的在飞机高速或小迎角飞行时，缝翼紧贴在机翼前缘上，但在起飞、着陆或空战等大迎角情况下，缝翼自动向前伸出，与机翼前缘形成一条缝隙，使部分气流自下翼面经夹缝流到上翼面，为上翼面边界层内的阻滞气流加速，延缓上翼面的气流分离，降低了失速速度。

前缘缝翼不仅用于机翼前缘，也可用于水平尾翼和襟翼前缘。通常大型飞机机翼的前缘缝翼采用液压作动，但在有的小型飞机上利用机翼前缘的负压自动开启。

（撰写：林振申　审订：赵秀丽）

qianyuan jinyi

前缘襟翼 leading-edge flap 见增升装置，图1(f)。

qianyuan juchi

前缘锯齿 leading-edge sawtooth, dogtooth 机翼前缘的锯齿状变化。通常是外翼弦长向前延伸10%左右，使机翼前缘呈锯齿状。它多用于后掠翼和三角翼飞机上，作用与翼刀类似。在很多机翼上，外翼前伸部分下偏一个角度(前缘下垂)，用以降低机翼的诱导阻力。



具有前缘锯齿机翼的美国F-4飞机

（撰写：卫本琦　修订：赵秀丽　审订：任源博）

qianyuan quekou

前缘缺口 leading-edge notch 机翼前缘处的缺口。多在后掠翼和三角翼飞机上采用。缺口的位置约在半翼展的中部，长度大致为弦长的5%。缺口破坏了前缘的连续性。飞机大迎角飞行时缺口处的气流有强烈的旋涡，改变了机翼的升力分布，从而可控制机翼的失速特性。



俄罗斯试验战斗机1.44的前翼前缘缺口

（撰写：卫本琦　修订：赵秀丽　审订：任源博）

qianyuan xili

前缘吸力 leading-edge suction 气流绕过机翼前缘时，由于在前缘附近气流迅速加速，形成较大的负压(吸力峰)时所

产生的一个向前的推力。前缘吸力的大小与翼型前缘形状、机翼的升力系数直接有关。圆前缘有利于获得前缘吸力，尖前缘因绕前缘气流分离，前缘吸力要减小。当升力系数较大时，前缘负压过大，气流将产生分离，前缘吸力也将损失。超声速飞行时，若为亚声速前缘，又是非尖前缘翼型，仍有部分前缘吸力；若为超声速前缘，没有前缘绕流，故没有前缘吸力。

前缘吸力的实现，将导致飞机的升致阻力减小，提高飞机升阻比，从而改善飞机的飞行性能。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

qiangdu

强度 strength 材料和结构在载荷、振动、温度等工作环境下抵抗破坏和保持安全工作的能力。材料强度由标准的试件及试验测定，一般用它的机械性能如：屈服强度（σ_s）、强度极限（σ_b）、持久极限（σ_t）、断裂韧度（K_c）表示。结构的强度与载荷形式、工作环境以及它的几何尺寸、所用材料的性能、工艺质量和破坏形式有关。飞机结构的强度通常可分为：静强度（包括应力、稳定性、刚度分析）、疲劳和断裂强度（包括疲劳寿命、断裂分析）、动强度（包括振动与动力响应）、热强度（包括热应力、热稳定性、热振动、热疲劳、蠕变分析）等。飞机结构既应安全可靠又要求重量轻，这对强度分析提出了很高的要求，因此它是飞机设计中的一个十分重要的环节。随着飞机性能快速提高以及航空科学技术不断进步，飞机强度分析的范围也在不断扩大，包括静力、动力（包括气动弹性）、疲劳、断裂力学和热强度等领域，而且各领域自身也在不断发展，并与其他学科互相渗透。如复合材料强度分析、声振疲劳、新材料新的本构关系、热冲击、应力腐蚀、可靠性理论、疲劳机理和微观断裂力学等等。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

qiangdu jixian

强度极限 ultimate strength 又称材料强度。材料拉伸强度极限、压缩强度极限、剪切强度极限、挤压强度极限的统称。而在结构设计与分析中习惯将拉伸强度根限称为强度根限，用 σ_b 表示，是结构材料的重要强度指标之一。当材料中应力值达到强度极限时，材料破坏。强度极限与材料温度相关，通常随温度升高而降低。在工程材料手册中强度极限是必不可少的重要指标之一。强度极限是结构设计与分析时判断结构强度的重要依据。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

qiangdu lilun

强度理论 strength theory 判断材料在复杂应力（二、三维）状态下是否失效的准则。对于一维应力状态，一点的应力仅有一个应力分量，可直接由该材料的拉、压试验判定材料是否失效，当该点应力达到材料单轴屈服应力（σ_s）或极限应力（σ_b）时材料屈服或断裂。二维与三维一点应力状态分别用二个与三个主应力表征，不同方向可有无穷多个组合，无法靠试验一一验证。因此必须提出假设将复杂应力状态等同至简单一维状态。目前有四种强度理论已被普遍接受，它们适合不同性质的材料。第一强度理论又称最大拉应力理论，认为不管材料一点应力状态如何，只要最大拉伸主应力（σ_1）达到单向拉伸断裂极限应力（σ_b）材料即失效；第二强度理论又名最大伸长应变理论，不管一点应力状态如何，只要该点最大伸长主应变（ε_1）达到单向拉伸断裂时最大伸长应变极限值（ε_f），材料失效。第一、二强度理论均适用于脆性材料；第三强度理论称为最大剪应力理论或屈雷斯卡屈服准则，认为无论某点应力状态如何，只要最大剪应力达到单向拉伸时剪应力的极限值 τ_y，材料屈服；第四强度理论又称最大形状改变比能或八面体剪应力理论，认为复杂应力状态下材料形状改变应变能 U_0 达到单向受力屈服时形状改变应变能 U_0^y 时，材料屈服。后人证明它也可用某些特殊面上（八个等倾面）剪应力表征。此理论也即冯·米赛斯屈服准则，与第三理论相近，它们均适用于韧性材料。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

qiangdu sheji zhongliang

强度设计重量 strength design weight 由战术技术要求所规定的、对应于飞机强度设计点（用于最大设计过载）构型状态的飞机总重，又称基本飞行设计重量。它是军用飞机设计中强度计算与校核的设计依据之一。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

qiangjiji

强击机 attacker 见攻击机。



中国的强5型强击机

qiangji zhishengji

强击直升机 attack helicopter 主要用于攻击地面和水面目标，进行空中突击的武装直升机。通常装备有对地攻击导弹、航炮、火箭和机枪等多种武器，配合地面部队执行火力支援等战斗任务（参见武装直升机）。

（撰写：温清澄　审订：杨惠琴）

qiangpo zhendong

强迫振动 forced vibration 由于外界激励所引起的结构振动。激励可以有各种不同的时间历程，随之强迫振动响应也可以有不同的时间历程。（撰写：管　德）

qiangqiliu chuixi shiyan

强气流吹袭试验 windblast test 模拟弹射救生过程中强气流吹袭个体防护装备的情况，同时测定出强气流吹袭时产品性能的试验。常在试验台上进行，也可在火箭滑车或弹射试验机上进行。试验台由气源（压缩空气瓶）、开口风洞、整流栅、试验架及各种测量和记录设备组成。气源和开口风洞提供高速气流并借助调节机构改变流速和方向。被试装备穿戴在假人上，再把假人安放在试验架上。假人能作俯仰运动和绕自身纵轴旋转。试验台峰值速度一般为 1100～1300 km/h，时间延续为数十毫秒至数分钟（对个体防护装备试验时间延续数百毫秒即可满足要求）。

（撰写：刘克定　审订：袁修干）

qiangjiu shebei

抢救设备 rescue equipment 对迫降、冲出跑道、坠地或地面事故的飞机和人员进行紧急救援的各项设备的统称。主要包括：消防器材、消防车、救护车、抢救车、牵引车、拖拉机、迫降举升气囊等。（撰写：侯志刚 审订：姬永兴）

qiangxiu shebei

抢修设备 emergency repair equipment 对损伤航空装备进行突击修理所用的各类设备。抢修设备通常可分为两类：一类是现场维修用的抢修设备，包括检测设备、修理设备、动力设备等；另一类是可机动的抢修设备，包括抢修方舱、抢修工程车、抢修直升机等。从性能要求上，抢修设备应具有以下一些主要特点：(1) 适应性强：能在恶劣的战场环境条件下，实施抢修工作；(2) 机动性高：装运快速，能适应野外抢修的高机动性要求；(3) 携带方便：具有多用途、组合方便、小型化、微型化等特点；(4) 使用操作性好：构造简单、使用方便、易于掌握，并对使用条件如电源、气源、液压源等要求不高，甚至可用手动就能完成操作；(5) 抗冲击、干扰性强：设备的选材、表面处理以及结构的设计等，具有耐磨、抗冲击、抗干扰等性能。（撰写：张建华 审订：王立群）

qiaobanshi jianggu

跷板式桨毂 seasaw rotor hub, teetering hub 半刚性桨毂的一种结构型式。因两片桨叶具有共同的中心挥舞铰且桨叶挥舞像跷板运动而得名。在美国贝尔公司研制的直升机上曾得到较多的应用。这种桨毂与铰接式相比，没有摆振铰和减摆器，结构较简单。两片桨叶共同的挥舞铰不承受离心力，而只传递旋翼拉力及力矩，轴承负荷小，不存在“地面共振”问题。但这种旋翼操纵功效和角速度阻尼小，为了加大角速度阻尼，常需增设机械增稳装置——稳定杆，且难于提高操纵功效，不利于用在机动性要求高的直升机上。见*旋翼*、*旋翼桨毂*。（撰写：温清澄 审订：杨惠琴）

qing qiqiu

氢气球 hydrogen balloon 气囊内充以氢气作为浮升气体的气球。氢气的密度只是空气的 1/14，与其他浮升气体相比，体积相同的氢气所提供的浮力最大，且价格比较便宜，因此用得最为广泛。氢气虽有易燃易爆的缺点，但只要在使用过程中遵守安全规则，就不会发生事故。至今氢气球仍是用得最多的一种气球。

（撰写：杨景佐 修订：赵群力 审订：王道荫）

qingxing feiji

轻型飞机 light aircraft 最大起飞重量较小的飞机，也叫小型飞机。目前各国对轻型飞机的确切标准尚不一致，不同种类的轻型飞机其最大起飞重量也不相同。例如，轻型民用飞机的最大起飞重量小于 5750 kg，这类飞机除重量轻以外，设计最大法向过载也比较小（军用标准规定为小于 4.5 *g*），主要是指通用航空飞机、初级教练机等。

（撰写：赵群力 审订：顾诵芬）

qingxie pan

倾斜盘 swash plate 又称自动倾斜器。把直升机总距杆和周期变距杆的操纵位移，分别转换成旋翼桨叶的总距操纵和周期变距操纵的主要操纵机构。它是直升机操纵系统特有的复杂而重要的构件（图 1）。

倾斜盘发明于 1911 年，由于其出现使直升机的复杂操纵得以实现，现已在所有直升机上应用。其构造形式虽有多

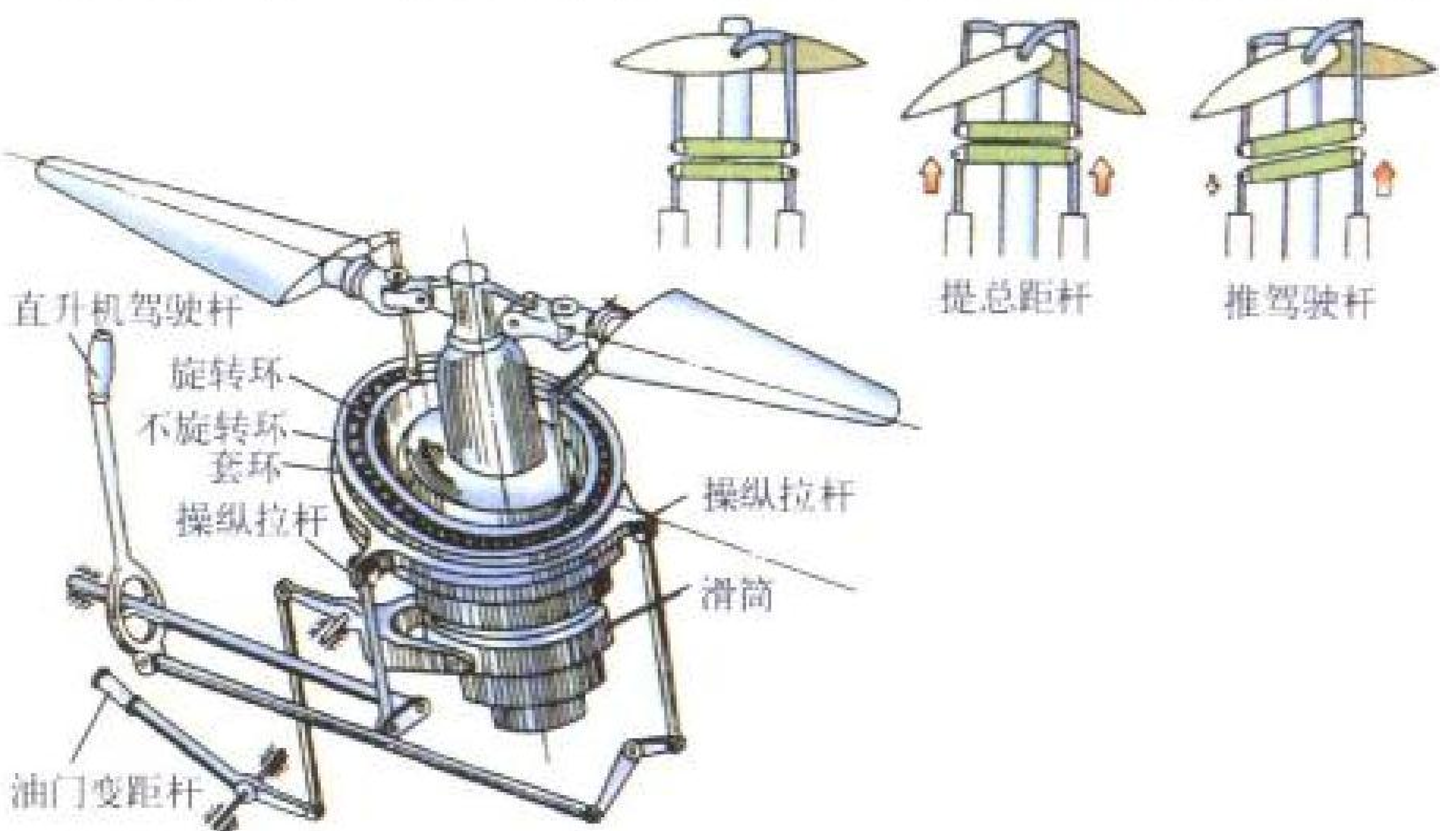


图 1 自动倾斜器构造简图

种，但工作原理基本相同。一般由与操纵线系相连的不旋转件和与桨叶变距拉杆相连的旋转件组成。不旋转件通过径向止推轴承与旋转件相连。由操纵线系输入的操纵量，经过不旋转件转换成旋转件的上下移动和倾斜运动，再由旋转件通过与桨叶变距摇臂相连的桨叶变距拉杆去改变桨叶桨距，使旋翼拉力的大小和方向改变，从而实现直升机的飞行操纵。倾斜盘旋转件的转动由与旋翼桨毂相连的扭力臂带动。倾斜盘在结构上要保证纵向、横向和总距操纵的独立性。

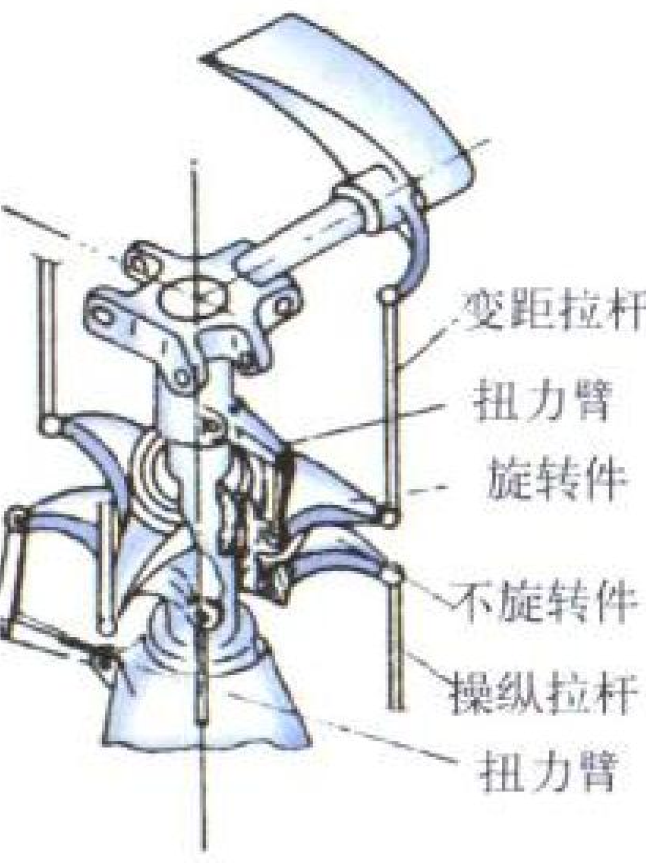


图 2 环式倾斜盘构造原理图

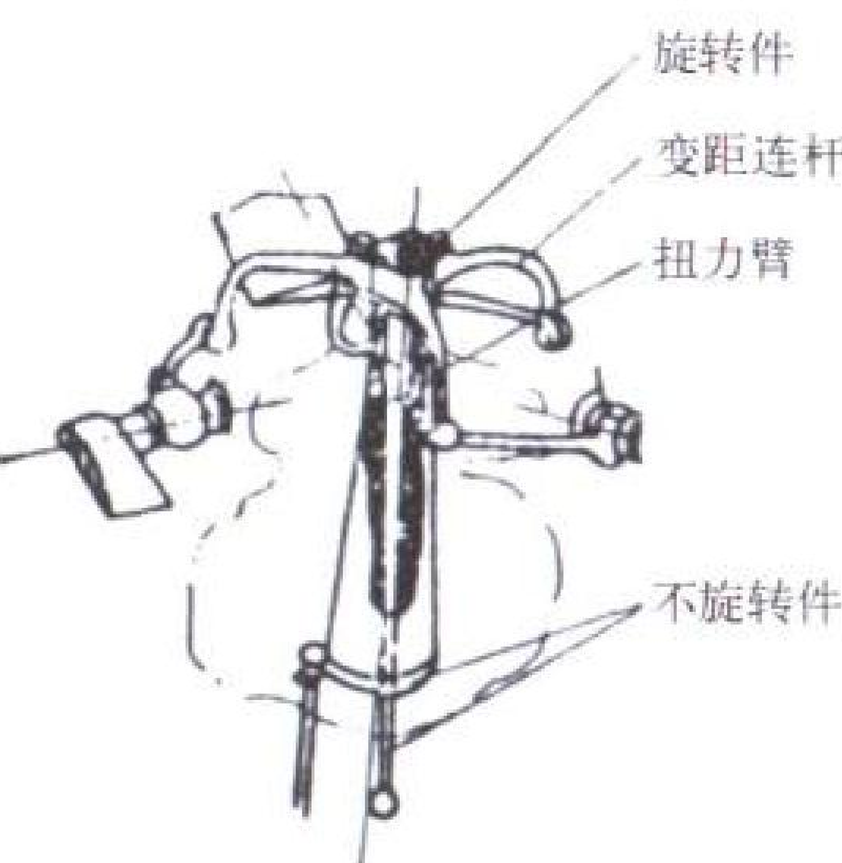


图 3 蜘蛛式倾斜盘构造原理图

常见的倾斜盘构造形式有两种：(1) 环式倾斜盘（图 2）；(2) 蜘蛛式倾斜盘（图 3）。前者使用最广泛。

（撰写：郭士龙 修订：温清澄 审订：杨惠琴）

qingxie yepian

倾斜叶片 dihedral vane, leaned blade 叶片截面的积叠线偏离径向安置而向周向倾斜的静子叶片。类似于飞机机翼的上反角或下洗角。由于叶片压力面和吸力面存在压差，叶片倾斜安装可影响气流的径向压力分布，因而可按需要用以防止纵向凸曲的环形流道可能发生的分离，从而可减少损失并改善流场。此外，倾斜叶片还可减少静子叶片通道内的二次流损失，改善叶片端壁处的流动。早期的发动机采用倾斜叶片主要是出于结构上的考虑。20 世纪 60 年代后期出现了高涵道比涡轮风扇发动机，开始主要从性能需要采用倾斜叶片。此类发动机因风扇轮毂直径大而其后的高压压气机直径小，因而在增压级后往往有个鹅脖形的流道，所以一般在增压级的出口装有后掠（也称为正交叶片）并倾斜的叶片。近年来，出现了在叶根与叶尖处往不同方向倾斜，有时还结合后

掠构成的所谓复合倾斜叶片（或称弯扭叶片）。它已成为提高效率（1%～2%）的重要技术措施。此技术已广泛用于新型发动机的涡轮导向器叶片上，个别发动机的压气机上也开始采用。 （撰写：李志广 审订：陈矛章）

qingxie zhuanwan kongzhi

倾斜转弯控制 bank-to-turn (BTT) control 控制导弹滚转使其最大升力面（导弹机动平面）始终指向目标机动平面的导弹控制方式。是一种极坐标控制形式，力求保持导弹侧滑角为零。其控制过程是，首先通过滚转控制系统，将导弹的最大升力面迅速滚转到所需要的机动方向，接着由俯仰控制系统在导弹升力方向上产生所需要的机动过载值，而偏航控制通道只是用来消除侧滑运动，使有害的涡诱导出的偏航和滚转力矩降为最小，以避免导弹作过大的平面外运动。

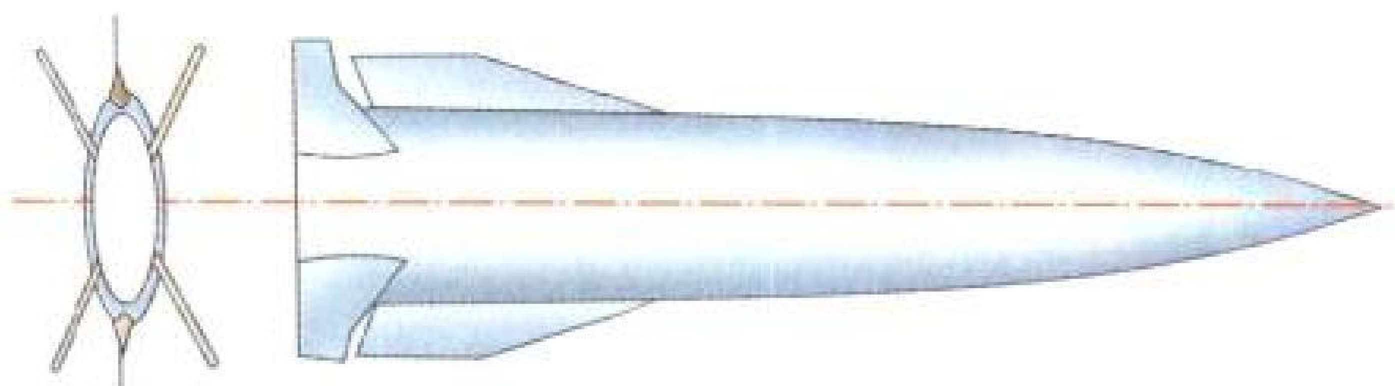


图1 具有椭圆形弹身截面的面对称气动布局导弹外形图

BTT控制分为BTT-45°、BTT-90°和BTT-180°三种形式。BTT-45°形式适合于轴对称气动布局导弹的控制，其最大控制滚转角 ϕ_c 为 45°，它类似于侧滑转弯控制（STT），要求导弹的俯仰、偏航控制通道性能参数相同，输出过载相等。采用BTT-45°控制比STT控制增加最大可用过载50%以上，而且还可使其阻力和诱导滚转力矩减小。BTT-90°形式是适合于面对称气动布局导弹的一种倾斜转弯控制，它最大控制滚转角为90°。这种气动外形导弹的最大机动过载是在面对称导弹的翼面法线上，除了在侧滑角恒等于零和迎角为正或负这两个特定方向外，均需要进行滚转角控制。只有当需要导弹完全在水平面内侧向机动时，滚转角的最大控制值才为90°。

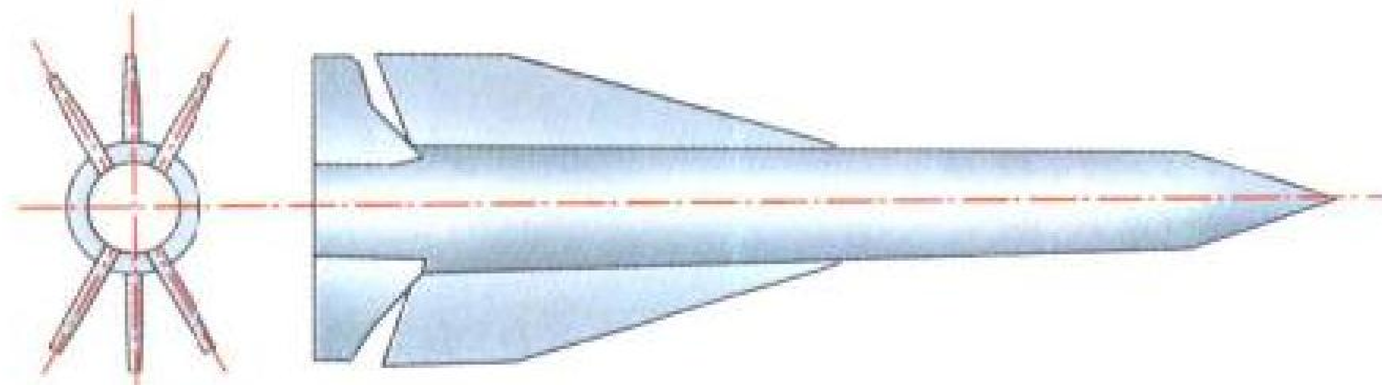


图2 具有圆形弹身截面的面对称气动布局导弹外形图

在图1和图2中列举了两种应用BTT-90°的倾斜转弯控制的导弹外形。BTT-180°形式是适合于导弹采用冲压发动机作为推进动力，且冲压发动机的进气道位于导弹下方（见图3）时所运用的一种倾斜转弯控制形式，其最大滚转控制角为180°。在BTT-180°形式下，只有当导弹在正迎角存在且侧滑角为零的方向机动时，才不需要修正，其余任何方向上的机动都需进行滚转角控制，而只有当导弹在侧滑角恒等

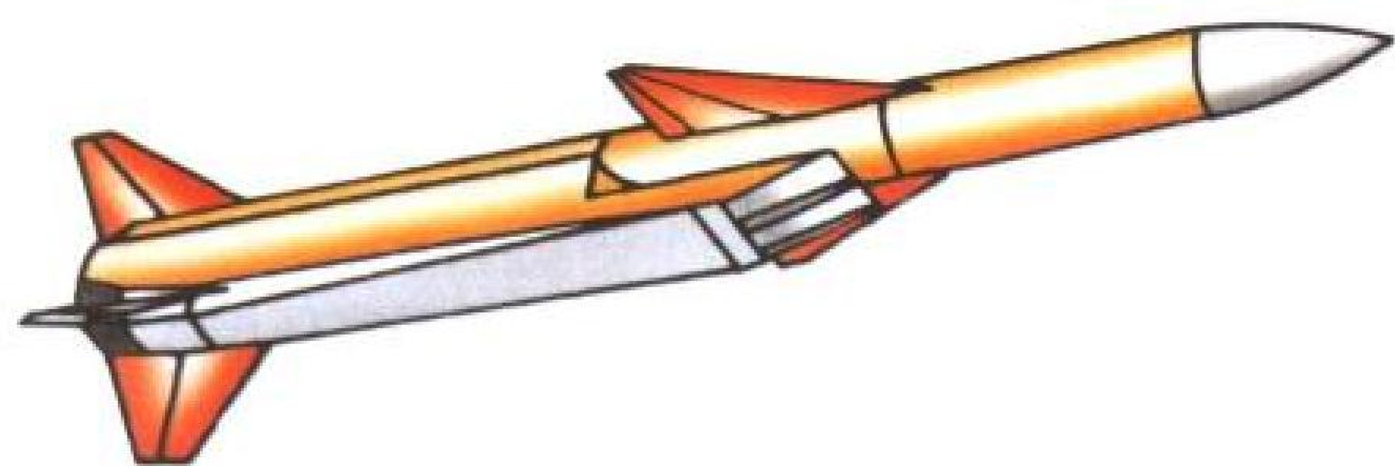


图3 具有下颚进气道的面对称气动布局导弹外形图

于零且迎角为负的方向机动时，要求的滚转角最大控制值才为180°。BTT控制最适宜用于大迎角高机动导弹的控制，它基本消除了侧滑运动，克服了大迎角下气动耦合效应，更适合于那些可提供特大过载能力的非轴对称或非圆形导弹截面的面对称形导弹的控制，也特别适用于两侧进气或下颚进气道外形、装冲压式推进发动机的导弹。

使用BTT控制可使导弹发挥高升阻比、高机动、高稳定性和高控制精度等特点。对于面对称气动布局外形，只需一对升力面和一对操纵面，可使导弹的重量和阻力减小，且便于半埋于飞机的机身和机翼下，这对于现代隐身飞机更为重要。不足之处（相对于STT控制而言）是它需要导弹有较大的滚转角速度能力，具有通道间的交叉耦合，在时间响应特性方面，控制过载所需的动态过程时间要较侧滑转弯控制过程长；另外，它对半主动式雷达寻的导弹有一定限制，由于导弹的横滚角随目标方位而变，变化值可达45°～180°，因而它不允许雷达导引头采用"线—线"极化的体制。总的来说，倾斜转弯控制技术是提高导弹机动能力的一个有效技术措施。 （撰写：王锡泉 审订：郑志伟）

qingzhuan xuanyiji

倾转旋翼机 tiltrotor aircraft 同时具有旋翼和固定翼、并且在机翼两侧翼尖处各装有一套可在水平与垂直位置之间转动的旋翼倾转系统组件的飞机。旋翼倾转系统组件处于垂直位置时，倾转旋翼机相当于横列式直升机，可垂直起降、悬停和前、后、侧飞；旋翼倾转系统组件处于水平位置时，倾转旋翼机相当于固定翼飞机，其前飞性能相当于螺旋桨式飞机，最大速度可达600 km/h以上。由此，倾转旋翼机便将直升机和固定翼飞机各自具有的相互不能替代的优点融为了一体。



美国的V-22"鱼鹰"倾转旋翼机

倾转旋翼机技术的研究始于20世纪40年代末。1955年美国贝尔公司的XV-3倾转旋翼实验机首飞。由于技术难度大，研究进展缓慢，1972年贝尔公司的XV-15倾转旋翼研究机首飞。直到现在，贝尔公司才在XV-15基础上基本研制成具有实用价值的军用倾转旋翼机V-22（见图）。倾转旋翼机普遍得到军方和民间用户的广泛支持，将成为一种重要的运输工具。 （撰写：赵群力 审订：杨惠琴）

qingjie nengyuan feiji

清洁能源飞机 aircraft with clean engine 采用无污染或低污染能源的飞机。主要包括以天然气、液氢、太阳能和电池为动力的飞机。随着人们环保意识的增强，清洁能源飞机越来越多地受到了人们的重视。但是，由于技术上的难度，清洁能源飞机目前还没有得到大量应用。

（撰写：赵群力 审订：任源博）

qingxi shebei

清洗设备 cleaning equipment 清除航空装备表面污垢所用的各类装置。航空维修中常用的清洗设备有：清洗枪、空气压缩机、超声波清洗机等。（撰写：张建华 审订：王立群）

qingkong feixing shiyan

晴空飞行试验 clear air flight test 又称干空气飞行试验。见防冰系统试验。

qingkong tuanliu

晴空湍流 clear air turbulence 旧称晴空乱流。在无云空间所发生的一种大气湍流。在高空急流附近和山区地形条件下，以及在稳定大气层中有风的强烈垂直切变存在时容易出现。强烈的晴空湍流使飞机操纵困难，甚至可能造成飞行事故。关于它的起因、结构、探测、预报以及它对各种飞机飞行的影响等，国内外都正在进行研究。

（撰写：王学永 修订：王吉昌 审订：薛顺来）

quyu daohang

区域导航 regional navigation (RNAV) 见电子卷。

quyu guanzhi zhongxin

区域管制中心 area control center (ACC) 又称航路管制中心(室)。在所管辖的管制区域内，为在航路上按仪表飞行规则飞行的受管制的航空器提供空中交通服务而设置的机构。这些服务以空中交通管制服务为主，兼作飞行情报服务和告警服务，并提供重要气象信息。区域管制任务为监视管制区域内空中交通动态，维持空中交通秩序，防止相撞事故。具体工作为：验证各航空器是否按计划飞行，相互间维持着所需的间隔，随时为进入和脱离管制区的航空器办理管制接交，对可能发生交通冲突或侵犯间隔的航空器进行干预，对航空器改变计划意向进行磋商和调配，以及根据空域环境变化处理某些临时或意外情况，向航空器发布管制许可、认可和指示，同时提供飞行情报、重要气象信息等实时资料。管制区域在空间划分为高空管制区和中低空管制区，并按地域划分管辖范围。区域管制的高空和中低空管制中心，既可分别设置，也可合为一个管制中心。有些未设置终端管制中心的终端区，也可由区域管制中心兼行终端管制任务。

（撰写：周其焕 审订：薛文安）

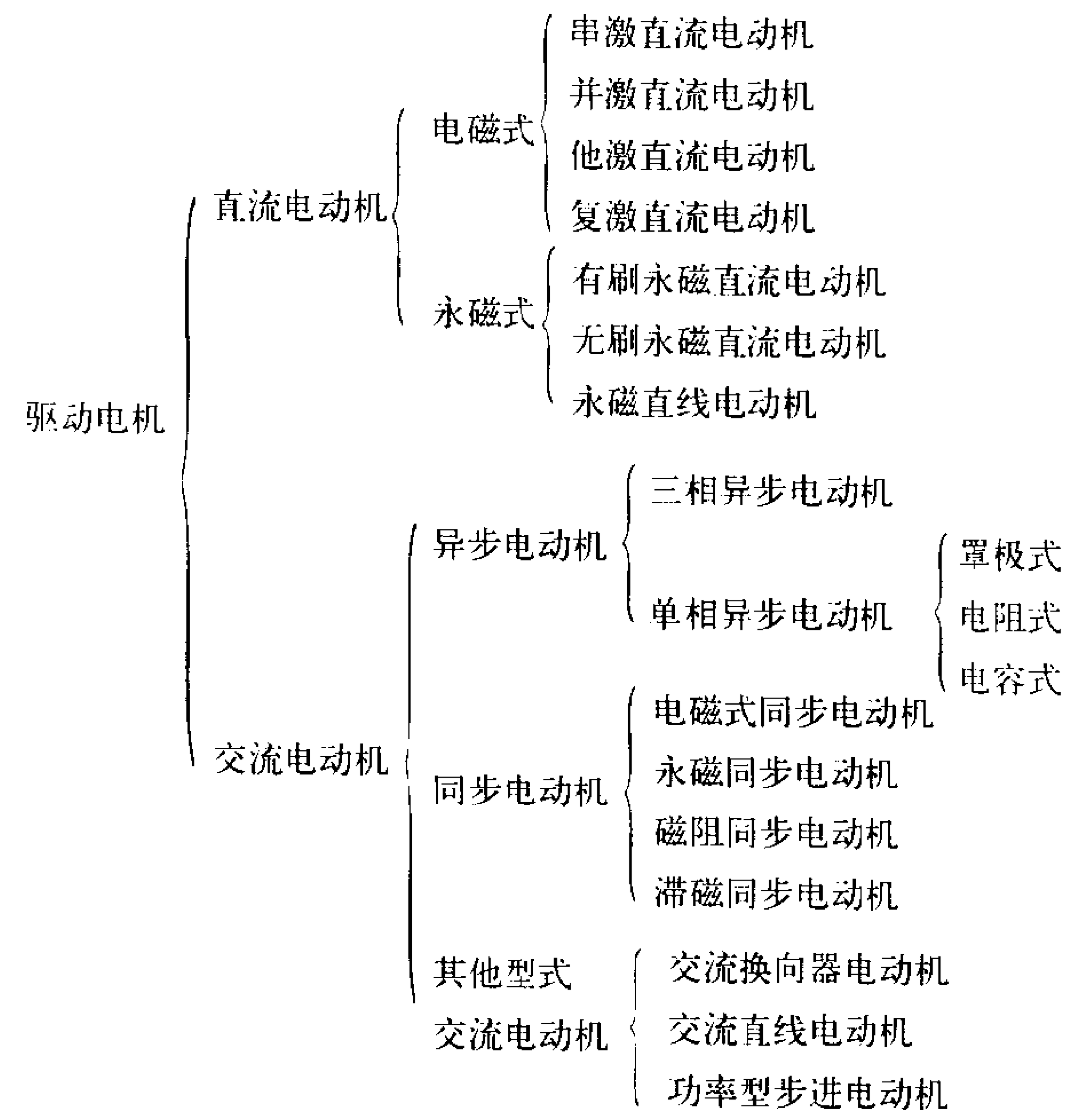
quyu jiancha

区域检查 zonal inspection 对飞机的各个区域进行的一般目视检查，以检查各区域范围内的内/外结构件和系统机件的明显损伤、故障或不正常的迹象。飞机通常按结构组件的边界和(或)其他因素划分区域。区域分大中小3个层次：飞机分为若干个大区，每个大区分为若干个中区，每个中区又分为若干个小区。区域检查主要是按各个小区规定的。区域检查的间隔期按区域中结构件和系统机件的密集程度、它们对损伤的敏感性、对区域的维修工作量、区域中重要结构项目和(或)重要系统机件的一般目视检查要求、类似飞机的经验等因素评定，一般同中等大小的定期检查的间隔期相等。

（撰写：王立群 审订：曾天翔）

qudong dianji

驱动电机 driving motor 将电能转换成机械能以驱动各种机械负载的电磁机械。主要由定子、转子和端盖3部分组成，分为直流和交流两大类：



第一次世界大战期间，飞机上开始采用直流电动机作为发动机的起动机。由于直流电动机操纵方便，得到广泛应用。20世纪50年代后期，飞机上开始采用115/200 V 400 Hz交流供电系统，部分驱动装置开始应用交流电动机，如泵、风扇、空调装置等。70年代后，磁能积高的稀土磁钢出现。稀土永磁电机的体积重量比电磁式电机的小而输出功率大。航空航天领域用的驱动电机，大多数是短时及重复短时工作。采用自冷或风冷，功率自几瓦到几千瓦。采用高转速及耐高温绝缘材料，体积重量仅为地面同功率电机的十分之一左右。（撰写：蒋宗荣 审订：杨燕生）

ququ

屈曲 buckling 又称失稳。细长体、板壳结构或薄壁结构在机械或温度外载作用下，或者膨胀受到约束时产生压应力，当压应力达到某值时，结构处于一种临界平衡状态，如果给予一个小的干扰，其位移增量很大，以致于承载能力显著降低甚至完全失去承载能力，此状态称结构屈曲或名失去稳定性。根据不同假设，固体力学将屈曲分析理论分成两类，第一类为线性屈曲理论，是经典传统理论。它假定结构屈曲前处于未变形时状态，仅当屈曲发生时，结构构形由当前状态突然跳到另一种平衡位置。线性屈曲也称分支屈曲。第二类为非线性屈曲，它假定，在结构变形所有过程中基于变形后的构形考虑结构的平衡一直达到临界载荷。非线性屈曲也称极限屈曲。实际上两种理论都属于几何非线性范畴，只不过建立方程与求解方法不同，前者简单、省时，后者精确、适用面广。大多数情况下，结构失稳时材料处于弹性范围，也即弹性屈曲。但在某些情况下，例如高温时材料易进入塑性，或蠕变膨胀受到约束，则可能产生塑性或蠕变屈曲。由于航空结构多为薄壁结构，因而，屈曲问题显得更为重要。（撰写：何君毅 审订：张躬行）

ququ shiyan

屈曲试验 buckling test 测定结构失稳临界条件与失稳型

态的试验。一般可分为四类，静力、动力、热以及蠕变屈曲试验，通常指静力屈曲试验，用于结构件的稳定性鉴定与应用研究。

早期试验已表明：柱、板的屈曲试验结果与线性理论符合较好；而壳体则差别较大，对于圆筒轴压来说，实测临界载荷仅为理论预计的30%左右，且数据很分散。此现象促使W. T. Koiter 提出了非线性分叉理论，以初始缺陷令人满意地解释了它。而后，S. J. Britvec 和 J. Rood 先后以细心的试验从原则上证实了 Koiter 理论。所以，正如 J. Singer 结合他切身经历所反复强调的：屈曲试验研究，即使在计算机时代也是必不可少的基本手段。试验技术与设施，随着科学与技术的进步有了很大发展，也使得研究成果向应用过渡有了较好的条件。譬如采用聚酯树脂做模型一个试件可多次屈曲，为参数研究提供了良好条件；采用与振动相结合的屈曲试验，在处理边界条件方面显著地降低了试验数据的分散性；而全息术的应用使得前景更为光明。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

quanchicun pilao shiyan

全尺寸疲劳试验　full-scale fatigue test　试件和真实结构尺寸为一比一的疲劳试验。常用于验证试验，包括全机、部件、组合件等试验。全尺寸疲劳试验的目的是发现结构的疲劳危险部位，获得结构的疲劳寿命和疲劳特性，找出必要的修改措施，为确定结构的使用寿命提供可靠依据。试验的载荷谱常取与真实载荷谱接近的随机谱或飞续飞谱。试验中施加载荷要尽可能地模拟真实情况。在试验前对结构可能存在的危险部位或关键破坏部位应有所估计以便有目的地定期地对裂纹进行检测。如果全尺寸试验在达到规定的目标寿命（即设计使用寿命乘以分散系数）前发现裂纹可以进行修理，同时要研究结构的裂纹扩展，进行损伤容限分析，以取得数据作为确定飞机使用中检验、维修的依据。另外，在试验中常要求对关键部位或疲劳危险部位的应力变化进行监控，以检验其是否反映真实受力情况。对于复合材料结构，由于复合材料可设计性，结构材料的各向异性和耦合现象，故疲劳试验均采用全尺寸疲劳试验。

（撰写：曹定国　修订：郦正能　审订：张躬行）

quandian feiji

全电飞机　all electric aircraft　各机载系统都由飞机供电系统提供功率的一种飞机。这种飞机不再从发动机引气，取消了液压和气压系统，由发动机直接驱动的发电机向飞机各系统提供电力。与常规飞机相比，全电飞机的优点是重量轻、自适应能力强、可靠性高、战斗受损后的生存能力强、维修性好和寿命周期费用低。　（撰写：于敦　审订：杨燕生）

quandianshi kongqi tiaojie xitong

全电式空气调节系统　all electric air conditioning system　又称电驱动空气调节系统。利用电能驱动座舱空气增压器（或制冷压缩机）工作，而不再使用发动机压气机引气工作的飞机空气调节系统。按照空气冷却原理可分为：全电式空气循环冷却系统和全电式蒸气循环冷却系统。由发电机组、流量调节装置、增压压缩器、空气循环或蒸气循环冷却系统等组成。如图所示，发动机轴功率通过齿轮变速箱驱动发电机组和引气压气机，引气压气机抽取外界空气作为系统气源，经流量调节装置进入空气循环或蒸气循环冷却系统将引气温度降到要求范围，送入座舱和设备舱制冷。为了保证进入空气循环冷却系统的空气有足够的供气压力，系统装有电驱动的

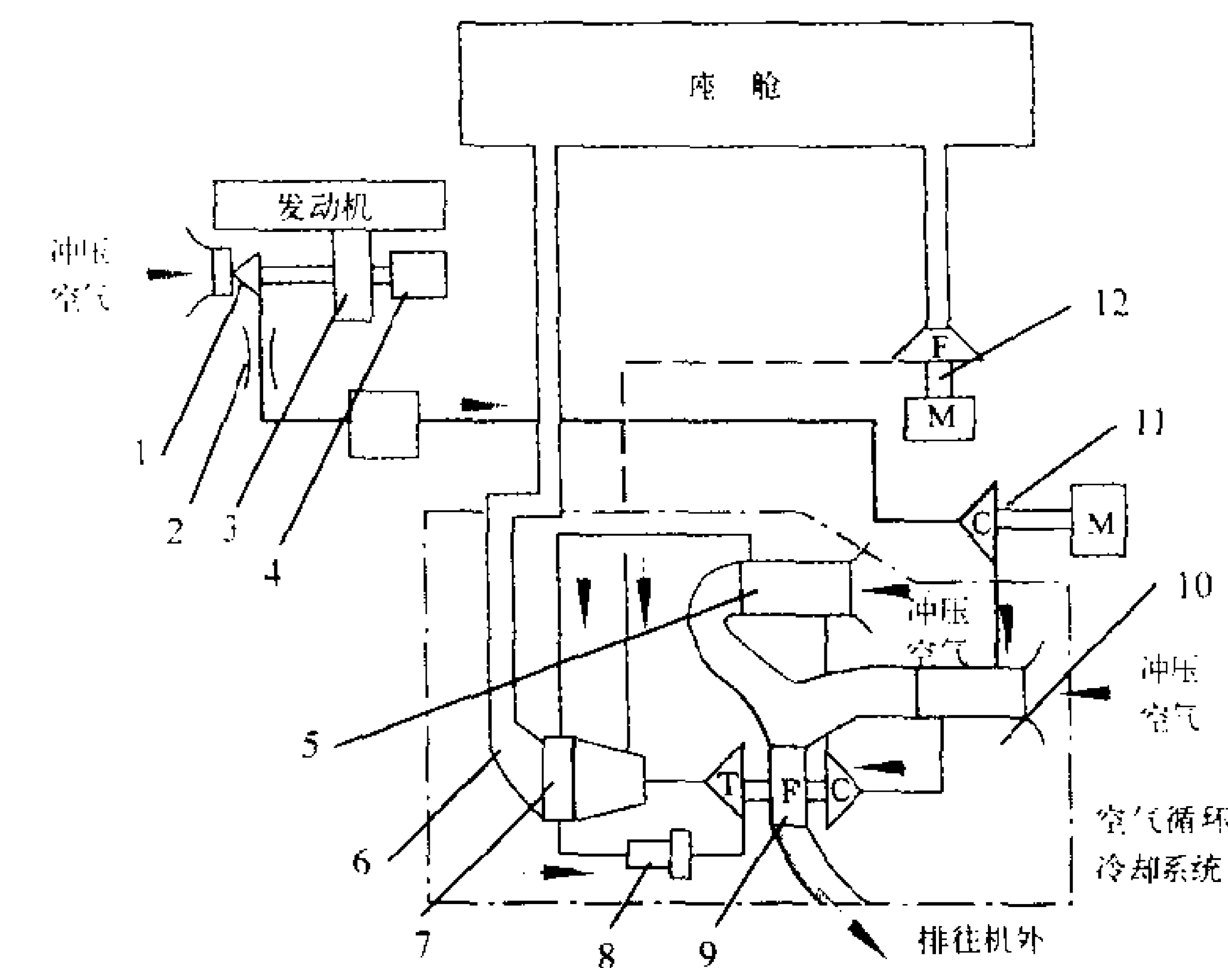


图1　全电式空气循环空调系统

1—引气压气机；2—流量调节装置；3—齿轮变速箱；4—发电机组；5—二级热交换器；6—冷凝器；7—混合器；8—水分离器；9—三轮装置；10—一级热交换器；11—电驱动增压压缩器；12—回流风扇

高增压比的增压压缩器。将作为未来“全电飞机”的高性能空调系统。由于不从发动机压气机引气，避免了引气压力、温度过高造成的能量浪费和降压、降温过程中能量再次浪费。取消了引气系统和辅助动力装置（APU），减轻了系统总重量。可根据需要的制冷量自动控制引气流量，充分利用能源。

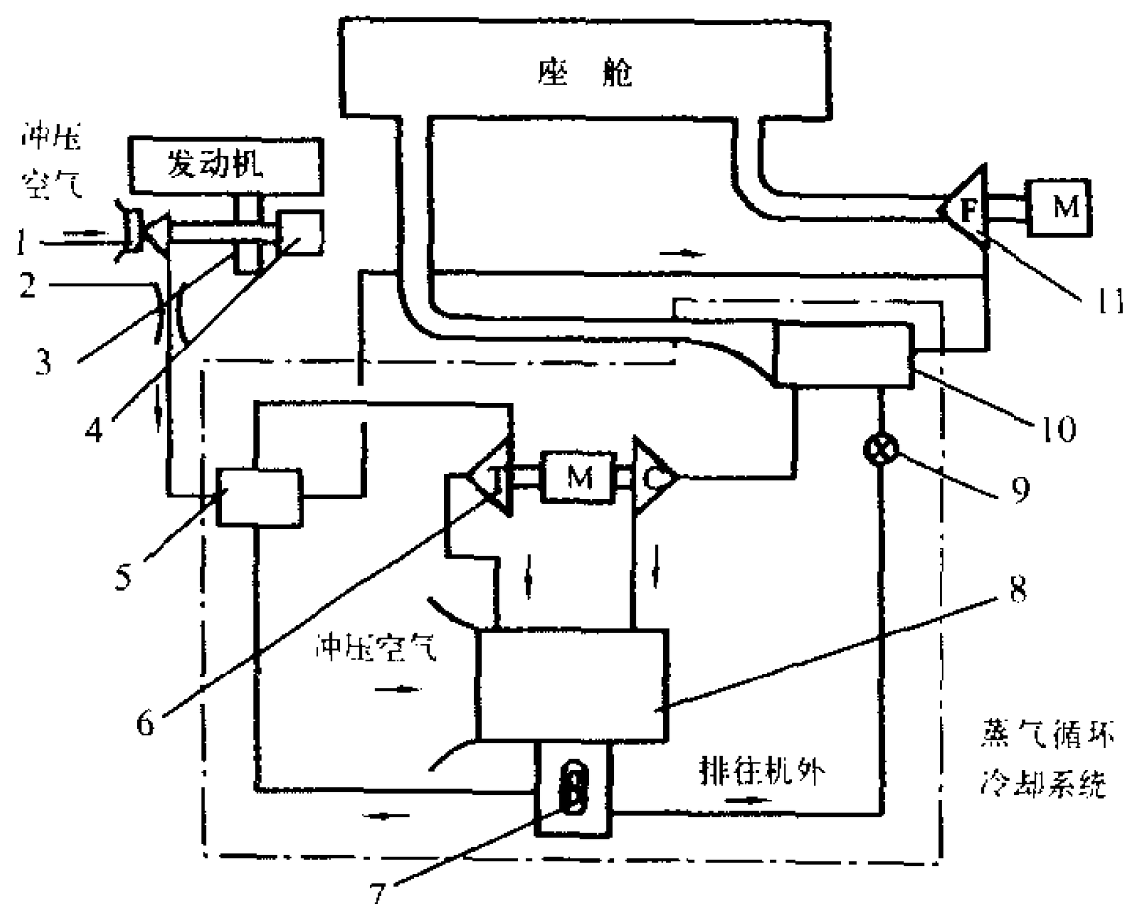


图2　全电式蒸气循环空调系统

1—引气压气机；2—流量调节装置；3—齿轮变速箱；4—发电机组；5—沸腾器；6—蒸发循环机；7—制冷剂输送泵；8—冷凝器；9—膨胀阀；10—蒸发器；11—回流风扇

（撰写：邓铠清　审订：袁修干）

quandong chuiwei

全动垂尾　all-moving vertical fin　见垂直尾翼。

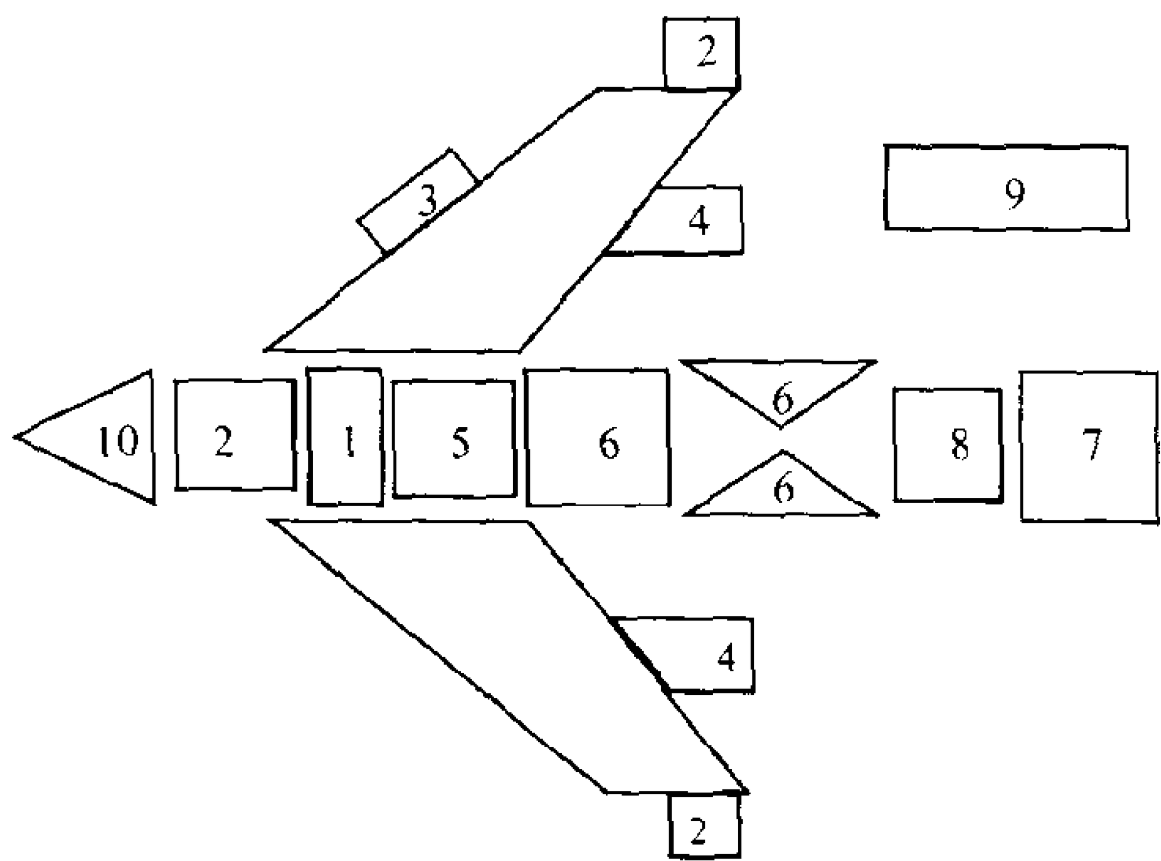
quandong pingwei

全动平尾　all-moving tailplane　将水平安定面和升降舵合二为一并同时兼有二者功用的整体式水平尾翼。操纵驾驶杆时整个平尾翼面一起动作，实现飞机的俯仰姿态操纵。由于超声速时舵面效率急骤降低，因此全动平尾广泛应用于超声速飞机上。虽然全动平尾在亚声速和超声速范围内操纵效率都较高，但存在结构复杂、重量大，而且需要很大的操纵功率等问题。（撰写：郑锦榕　修订：赵秀丽　审订：顾诵芬）

quanji yeya xitong moni shiyan

全机液压系统模拟试验　simulation test of hydraulic sys-

tem of whole plane 又称铁鸟试验。飞机上液压系统全尺寸(1∶1)实物模拟试验。是现代新型飞机必须进行的试验，以此验证系统工作性能与可靠性之后，才能进行空中飞行试验。模拟试验台上所安装的液压元件、辅助附件和其他设备应当与飞机上的一样，并且要有液压系统各种操纵部分的负载模拟装置。由于现代飞机的操纵系统与液压系统有密切关系，故常把液压系统模拟台与操纵系统模拟台合为一体。全机液压系统模拟试验的目的是：(1)考核液压系统设计；(2)训练试飞员；(3)作为国家验收飞机的手段（飞机液压系统只有通过地面模拟试验并认为合格，才允许进行试飞及投产）。试验内容主要包括：性能试验、故障试验、寿命试验及环境试验。试验的基本设备是1∶1的模拟试验台。主要要求液压系统能做到实物模拟，即各种元件采用实物，导管的长度、几何形状和液压系统的安装布置应与真实飞机一致。至于液压系统的操纵对象（如舵面、起落架、减速板等）及其传动机构可根据具体情况而定，不一定要做到完全实物模拟，只要求作用在液压系统各操纵部分上的外载荷与飞机各飞行阶段所承受的真实载荷一致。油泵的转速应能模拟发动机各种工作状态下的转速。模拟试验台基本组成部分有：台体、动力源、负载模拟装置、控制台和数据测试中心（见图）。对试验



台架式台体平面布置图

1—操纵台、控制台；2—起落架（主、前）加载机构；
3—副翼助力器加载机构；4—左、右襟翼加载机构；
5—油泵及油泵调速系统；6—前后减速板加载机构；
7—尾喷口加载机构；8—平尾助力器加载机构；
9—测量仪器安装控制台；10—进气锥加载机构

台的基本要求：(1)试验台应当保证液压系统的结构、使用情况与飞机上一致。(2)各操纵作动筒或液压马达所承受的外载荷应与在各飞行阶段所承受的真实载荷大体一致，载荷的数值随行程或转角的变化应按要求的规律（即按给出的特性曲线）变化。对主操纵面（平尾、副翼、方向舵）的载荷最好能做到随飞机的飞行速度、高度的改变而变化。(3)环境模拟，最好做到全面模拟（包括景像、姿态、温度、高度、过载等）。但一般较难做到，例如现有模拟试验台上多数只能做到局部温度场的模拟。(4)安装测量系统参数的传感器，一方面要正确选择安装位置，防止它与相邻元件的相互干扰；另一方面要有正确的安装方法，以尽量减小对系统性能的影响。过多的传感器和过大的阻力损失会给试验结果造成较大的误差。(5)试验台所用导管等元件的性能应满足图纸、技术条件的要求。安装前应测出它们的实际工作性能参数、阻力系数及作动筒的摩擦力等。(6)试验台上导管和元件的安装应满足图纸、技术条件的要求，并经调试证明合格。(7)试验台上所采用的工作液应与飞机所选用的一致，清洁度应符合规定。(8)试验前应注意把系统内部空气排尽。

（撰写：王占林 审订：杨燕生）

quanjinshu jiegou

全金属结构 all metal structure 组成构件均由金属材料制成的结构。飞机问世初期，飞行速度低，吨位小，结构所承受的气动载荷、惯性载荷都不大，而当时可供飞机设计者（往往同时就是制造者）选择的材料也十分有限。因此当时的飞机以采用蒙布、木材等为主，个别地方如起落架、发动机架等处才采用钢材。随着航空技术的发展，20世纪30年代以后飞行速度与吨位不断提高，结构所受气动、惯性载荷增大，蒙布木质结构已不能满足要求，而冶金工业也提供了高强度的铝合金，从而在飞机结构上广泛使用铝合金应力蒙皮和铝合金骨架，称为全金属结构。从蒙布到应力金属蒙皮是航空发展史上的重大技术进步。全金属飞机只是一种宏观的称谓，实际上在现代飞机上还存在许多非金属结构，如玻璃钢的雷达罩等。70年代后期，重量轻、强度高的复合材料进入航空工业。随着复合材料技术的发展与成熟，其应用已经从次要结构进入主要结构。目前已出现了全复合材料的部件以至整机。预计复合材料在飞机结构上的应用还会进一步地扩展。

（撰写：张家顺 审订：何君毅）

quanju darongliang cunchuqi

全局大容量存储器 global bulk memory 20世纪90年代的先进航空电子系统中机载计算机为一多处理机系统。此多处理机系统设计一个共享全局大容量存储器。目的是支持数据包传输和数据共享。它由数据网络，控制器，存储体，以及在用户模块上的数据网络端口组成。其特点是数据以包形式在网上传输；数据通路一次通讯由申请、建立、通讯、结束、撤消动作组成；存储器容量大、速度高；用户端口多达10个，按时分制并行方式访问存储器多端口。

（撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

quanqiu dingwei xitong

全球定位系统 global positioning system (GPS) 见航天卷。

quanqiu guidao daohang weixing xitong

全球轨道导航卫星系统 global navigation satellite system (GLONASS) 见电子卷GLONASS卫星导航系统。

quanqiu weixing daohang xitong

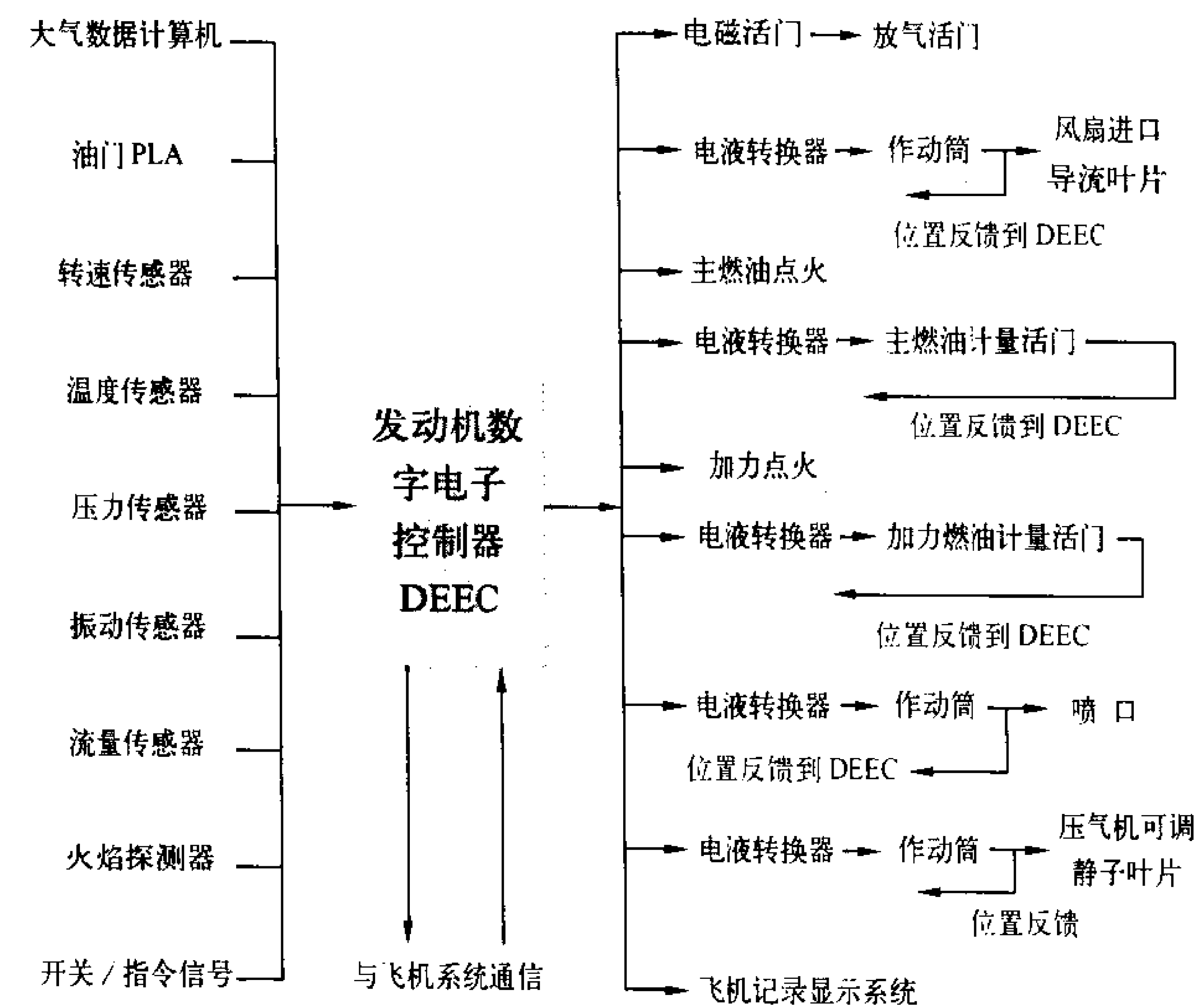
全球卫星导航系统 global navigation satellite system (GNSS) 国际民航组织(ICAO)于1988年提出了以卫星导航和卫星数字通信为基础的新航行系统。1993年又公布了逐步向新航行系统过渡、协调计划。ICAO将未来国际民用卫星导航系统定名为全球卫星导航系统(GNSS)。卫星导航受到世界各国及国际组织的重视，对美国的全球定位系统(GPS)及其应用前景作了诸多积极评估。为摆脱卫星导航系统拥有国，特别是其军事部门对系统的控制，一些国家力主经国际合作建立一个性能更好、用户设备简单、价格便宜、兼有通信功能的全球民用卫星导航系统。但从目前的实际情况来看，到21世纪初，真正可供全球使用的也许只有美国和俄国的卫星导航系统(GPS和GLONASS)。因此国际民航组织(ICAO)设想GPS和GLONASS将成为GNSS的首选，但考虑到GNSS作为一个国际民用卫星导航系统，特别是计划将其发展成适用

于航路、终端、进场、起飞和着陆整个飞行阶段的主要导航手段，这样的系统由单个国家的军事部门控制是不能被接受的，必须由国际共同管理和运营，计划首先增强国际海事卫星(INMARSAT)导航功能并将其纳入GNSS，然后再不断添加发射民用导航卫星，逐步增加国际民用成分，最后过渡到一个由国际组织控制的民用全球卫星导航系统(GNSS)。

（撰写：谈展中　审订：李四海）

quanquan shuzi dianzi kongzhi xitong

全权数字电子控制系统　full authority digital electronic control (FADEC) system, full authority digital engine control (FADEC) system　全部控制运算功能都由微处理机为核心的数字电路完成的发动机控制系统。这种控制系统通过接口电路把传感器输出的信号全部转换成二进制数字信号，微处理机以数字形式进行运算，再经过数模转换和功率放大等接口电路驱动各种执行机构工作，以实现对发动机的控制，如图所示。其优点是：逻辑功能强、运算能力强、精度高；而且各种复杂的控制规律都可以通过程序以数字运算的形式加以实现，增加或改变控制规律只需改变运算程序(应用软件)，因而通用性强；此外在体积、重量、可靠性、使用寿命、与飞



全权数字电子控制系统结构框图

机其他系统进行数据交换等方面都具有优点。20世纪80年代以来，已广泛应用于各种军用和民用飞机的发动机控制。

（撰写：方斌　审订：陈大光）

quanquanxian kongzhi

全权限控制　full authority control　指飞行控制系统对飞机操纵面偏转范围具有全部支配权的控制。全权限控制是系统可靠性和置信度的标志。对有人驾驶飞机而言，多余度电传飞行控制系统是典型的全权限控制系统。表明用电传飞行控制系统操纵飞机，完全达到了与人通过机械操纵系统控制飞机同样的可靠度。对于无人机而言，自动飞行控制系统也是全权限控制系统。根据无人机飞行任务的不同，其自动飞行系统可以是单套的，也可以是多余度的。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

quanshouming shiche

全寿命试车　full life test　早期长期试车的一种常用方法。为检查寿命在几百小时的发动机性能、可靠性和耐久性，用发动机全寿命工作时间所进行的长期试车。在加速任务试车问世之前，长寿命(几千小时)发动机也采用同样的方法来检查。试车规程中发动机状态的分配是按照飞机典型飞行剖面发动机的状态工作时间和过渡过程的次数来决定的。根据发动机的用途，一个试车阶段的时间可在5～20 h之间选择，如3000 h民用发动机的全寿命试车阶段是由每个10 h的180个阶段和每个20 h的60个阶段所组成。

（撰写：叶培梁　审订：刘大响）

quantianhou feixing

全天候飞行　all weather flight　又称四种气象飞行。驾驶员能在昼间、夜间的简单气象条件和复杂气象条件下执行任务的飞行。黄昏、拂晓飞行，按其性质属于夜间飞行。能够进行全天候飞行，说明飞机设备齐全，驾驶员驾驶技术水平高。全天候飞行是驾驶员的驾驶技术的最高标准。对军机驾驶员来说，全天候飞行是现代空战中战斗力的体现，也是衡量驾驶员战斗力的重要尺度。它可以利用夜间及恶劣天气作掩护，突然袭击敌人。对其他驾驶员来说，全天候飞行能在受气象条件限制很少的情况下完成更多的任务。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

quanxifa shiyan

全息法试验　holography interferometry test　利用全息照相术进行干涉计量的光测方法。常采用两次曝光法，它是利用可以将两幅或多幅全息图储存在同一张全息底片上这个特点，把物体变形前与变形后的光波全部信息记录下来。底片经显影定影处理后放回原光路系统之中经再现则有物体变形前、后的两个物体的光波呈现，由于它们的相位相应有了差异，所以发生干涉，形成干涉条纹图。根据干涉条纹图便可以测量物体的位移和变形。这是一种非接触式高灵敏度的全场检测法。它与光弹性法相结合而形成的全息光弹性法已在平面问题中得到了成功的应用。它的出现与发展使得力学测试技术提高到一个新阶段。（撰写：张躬行　审订：何君毅）

quanxi jingxiang moni

全息景像模拟　holographic scene simulation　采用全息技术方法进行的景像模拟。全息景像模拟由全息景像生成和全息景像显示两个基本步骤完成：利用地景模型进行全息照像，获得一张记录地景模型信息的全息图；通过激光束对全息图照射，再现三维景像图片，由电视摄像机摄取所需景像，通过闭路电视系统显示所模拟的景像。驾驶员通过直接观察再现的虚像以获得景像模拟。由于全息照像具有三维的立体空间特性，可以再现空间立体景像，以一张全息图即可代替庞大复杂地景模型设备。因此，它将成为景像模拟的发展方向。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

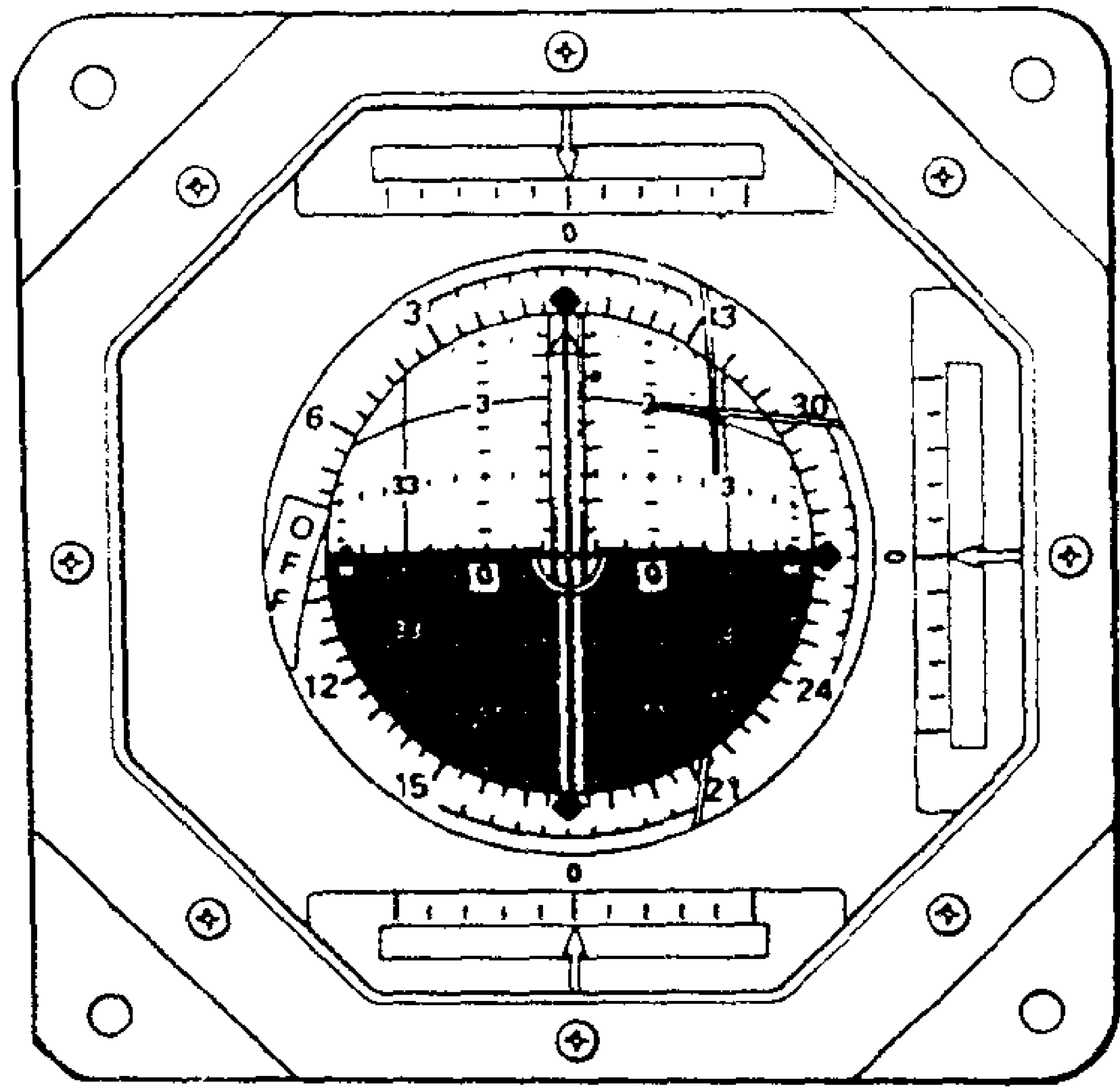
quanxiang kongsu chuanganqi

全向空速传感器　omnidirectional airspeed transducer　测量直升机和低速飞机飞行速度大小及方向的传感器。是直升机用的全向大气数据系统的组成部件之一。由一对文氏管式传感器及压差传感器、驱动电机、光电传感器、大气温度传感器等组成。两个文氏管反向安装在一旋转臂的两端。当空速为零时，通过两个文氏管的气流速度相等，它们感受的压力相等，压差传感器无输出。当有空速时，一个端点流速与空

速方向相同，通过文氏管的流速增大，压力减小；另一个文氏管正相反，因而压力增大，压差传感器感受两个文氏管输出的压力，并输出与压差有关的信号。由于系统是旋转的，压差信号按正弦规律变化，其幅值与真空速成正比，相位则与空速方向有关。此信号通过与转轴相连的光电断续开关信号相比较，可得到空速的纵向和横向分量。大气温度传感器用于测量大气静温。这种传感器可装在旋翼上部固定的管子上，或直接装在旋翼毂上处于旋转状态。从现代科学技术看，全向大气数据系统需要计算处理的任务均可统一由微处理器完成。 （撰写：黄俊钦 审订：王占林）

quanzitai zhiyinyi

全姿态指引仪 three-axis attitude director indicator 又称三轴姿态指引指示器。是显示俯仰、滚转与偏航三轴姿态角指引信号和3个姿态角速度6个参数的综合仪表。下图是航天飞机用的全姿态指引指示器。中间的球形指示器分别由3套伺服系统带动显示俯仰、滚转（倾侧）与偏航三轴的姿态指引信号。它的信号是惯性参考（基准）系统输出，经计算机计算后的指引信号。测量飞机3个姿态角的参考坐标系是地平坐标系。俯仰角与滚转（倾侧）角都是相对于地平面（或线）测量的，地平线上方是蓝色表示天空，地平线下方是褐色表示地面。航天飞机返回进入大气层之后，姿态角也用此坐标系测量。在轨道上飞行时，测量航天飞机（飞船或空间站）等3个姿态角的参考坐标系由速度向量、轨道飞行器与地球连线（即红外地平传感器测得的）和垂直于这两线的3个坐标轴构成



航天飞机上用的全姿态指引指示器

参考坐标系，由机体坐标轴相对于参考坐标系的转角确定姿态。俯仰角与滚转（倾侧）角用垂直于轨道飞行器与地球联线的平面计算。偏航角是绕轨道飞行器与地球联线转过的角度。3个姿态角的测量范围均为0°～360°。

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）



ranliao rezhi

燃料热值 heating value of fuel 单位质量的燃料完全燃烧生成最稳定的氧化物，且反应物和燃烧产物均处在国际标准制（SI）规定的标准状态（101325 Pa 和 298.15 K）时，所释放出的热量。燃烧产物中水呈液态的热值称为高热值，水呈气态的热值称为低热值。燃料热值取决于燃料中的碳氢比，碳氢比越小，热值越高。从航空发动机主燃烧室到尾喷口的流程中，燃气温度都远超过水蒸气的凝结温度，所以航空工业中最常用的是燃料低热值。国产航空汽油的低热值超过 43090 kJ/kg，而国产航空煤油的低热值一般为 42671～43508 kJ/kg。甲烷的低热值为 49975 kJ/kg。氢气的低热值为 119868 kJ/kg，是气体燃料中热值最高者。

（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

ranqi fashengqi

燃气发生器 gas generator 燃气涡轮发动机中用以产生一定压力和温度的燃气流的基本部分。包括压气机、燃烧室和传动压气机的涡轮。在涡轮风扇发动机中，燃气发生器还应包括风扇的内涵通道部分以及带动风扇内涵部分的低压涡轮。按照这股燃气流的不同利用方式可以构成涡轮喷气、涡轮风扇、涡轮螺旋桨、涡轮轴和桨扇等不同类型的发动机。燃气发生器出口的高温高压燃气流在尾喷管中膨胀加速，向后方高速喷射，可获得反作用推力，这就构成涡轮喷气发动机。燃气发生器出口燃气在其后的动力涡轮（或低压涡轮）中膨胀作功，输出轴功率，轴功驱动螺旋桨或旋翼就成为涡轮螺旋桨或涡轮轴发动机；轴功驱动风扇或桨扇就成为涡轮风扇或桨扇发动机。（撰写：方昌德　审订：陈　光）

ranqi fenxi

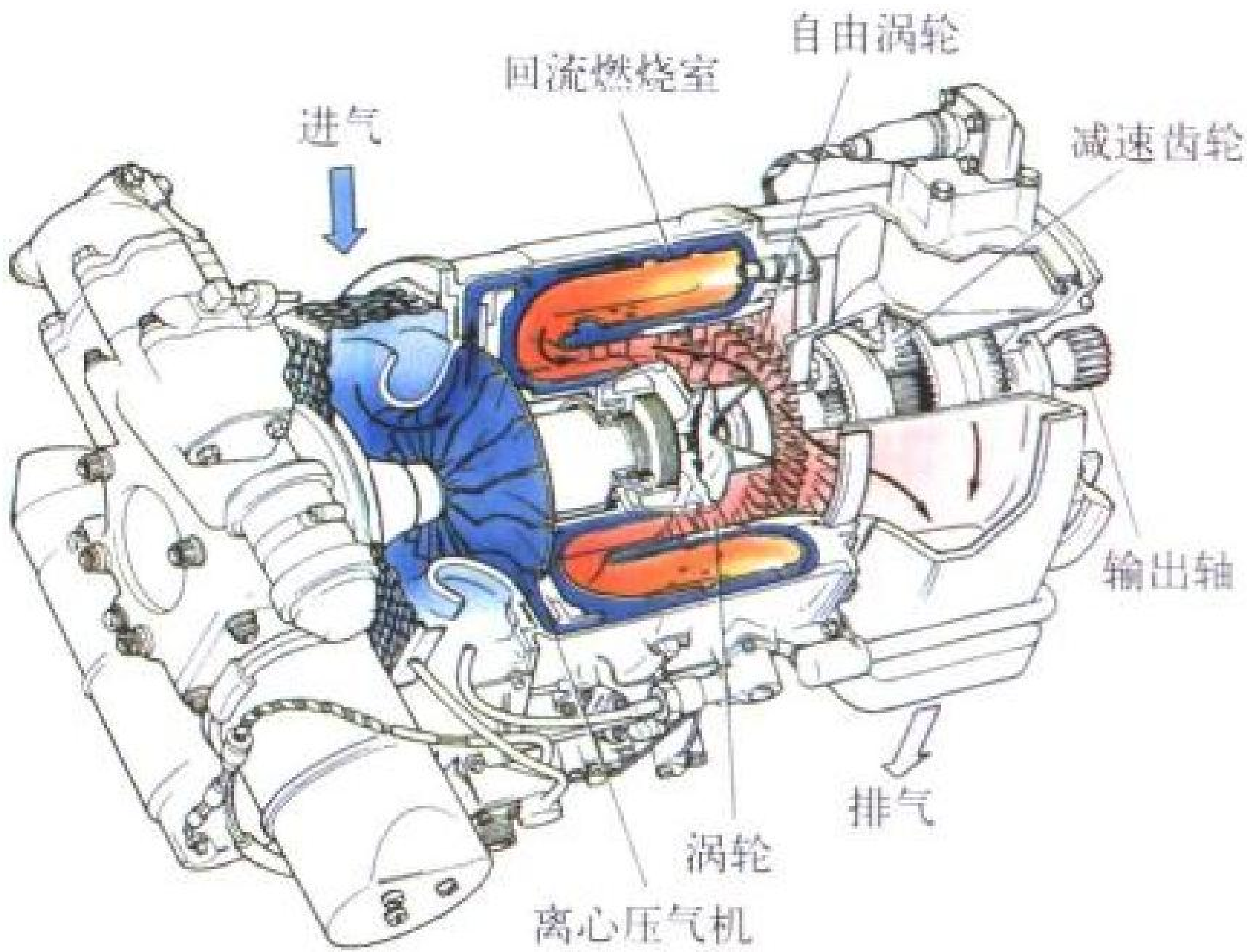
燃气分析 gas analysis 通过仪器测出可燃混合气和燃烧产物中各种化学成分及它们的含量（百分比）。燃气分析的方法基本上有两大类：

(1) 间接法：先用采样管从燃烧室取出样品，然后再在适当的仪器上进行测试，分析出各种化学成分。采用的仪器如热磁式氧气分析仪和气相色谱仪等。

(2) 直接法：直接在燃烧试验器中测出空间各处的各种化学成分。（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

ranqi wolun qidongji

燃气涡轮起动机 gas turbine starter 一种专门用于独立起动主发动机的小型涡轮轴发动机。通常由一级单面进气离心式压气机、回流式环形燃烧室、一级燃气发生器涡轮和一级自由涡轮组成（见图）。它有自己的燃油系统、电气系统、起动系统和滑油系统。自由涡轮通过双级齿轮减速器、离合器和输出轴与主发动机连接。



典型燃气涡轮起动机（罗·罗公司提供）

燃气涡轮起动机通常由电起动机起动，使燃气发生器达到自持转速，并使起动系统和点火系统自动断开为止。然后燃气发生器自行加速，排出的燃气通过导向器驱动自由涡轮，从而起动主发动机。当主发动机达到自持转速时，切断开关使燃气涡轮起动机停止工作，离合器自动与输出轴脱开。这种起动机使用经济性较好、功率重量比大、结构紧凑，已在很多航空发动机特别是歼击机发动机上应用。这类起动机有的还兼作飞机辅助动力装置。

（撰写：李志广　审订：陈　光）

ranshao

燃烧 combustion 燃料迅速氧化，放出热量并产生可见火焰的物理化学过程。燃烧在燃料和氧化剂同时并存并且在具备一定的温度、压力和成分条件下才能发生。燃烧有不同类型。根据燃料物态的不同，分为固态燃料（煤、木材等）、液态燃料（煤油、汽油、柴油、重油等）和气态燃料（天然气、煤气、氢气等）的燃烧；根据流体流动状态的不同，可分为层流和湍流燃烧；根据燃料和氧化剂混合与否，可分为预混和扩散燃烧（或火焰）；根据燃烧发生时气体流速与声速的关系，又可分为亚声速燃烧和超声速燃烧。

（撰写：周晓青　修订：陈大光　审订：陈　光）

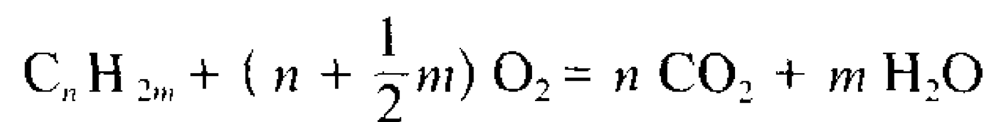
ranshao buwendingxing

燃烧不稳定性 combustion instability 燃气涡轮发动机、冲压喷气发动机和火箭发动机燃烧室中产生的周期性振荡燃烧现象。振荡燃烧往往伴随有燃气压力、速度和温度的脉动。燃烧室中的压力脉动振幅，可达平均压力的 5%～10%，有时甚至高达百分之几十。不稳定燃烧可导致发动机部件的机械负荷和热负荷急剧增大，甚至造成发动机部件在极短时间内破坏或烧蚀。燃烧不稳定性是涡轮喷气特别是涡轮风扇发动机加力燃烧室和冲压喷气发动机及火箭发动机必须要解决的关键技术。按照机理分类，可分为声学燃烧不稳定和非声学燃烧不稳定。按照频率可分为高频（常见为几百赫兹以上）、中频和低频（常见为几十赫兹以下）燃烧不稳定。按照燃气压力振荡传播方向，可分为轴向（纵向）、径向和切向振荡。涡轮风扇发动机加力燃烧室中主要出现低频燃烧不稳

定，特别是在高空小表速的低压工作条件下。涡轮喷气发动机加力燃烧室中大多出现高频燃烧不稳定，特别在高负荷工作条件下。在加力燃烧室中实际采用的抑制或消除燃烧不稳定的办法包括：调整燃油分布和喷嘴与稳定器间的距离，以改变放热规律和相位；改变稳定器结构形式和尺寸；在靠近燃烧室壁面处设置带消声孔和有吸声容腔的波纹形防振屏等。　　（撰写：周晓青　审订：陈 光）

ranshao chanwu

燃烧产物　combustion product　燃料与氧化剂燃烧所产生的物质。纯烃类燃料与氧完全燃烧的化学计量式为



$$C_nH_{2m}+(n+\frac{1}{2}m)O_2=n\,CO_2+m\,H_2O$$

即标准状态下一立方米气态烃类燃料与$(n+\frac{1}{2}m)$立方米的氧完全燃烧后生成n立方米的二氧化碳气体和m立方米的水蒸气。实际烃类燃料中含有少量硫；空气中除23%氧外，还有近77%的氮和微量的氩(A)等隋性气体；油气比不是化学恰当比，油气混合不均匀或燃烧组织与条件不理想；这些因素均能造成不完全燃烧。因而实际燃烧产物中，除CO_2和H_2O外，还有N_2、CO、O_2、A、SO_2、NO、NO_x以及未燃烃(HC)及C(积炭或含炭粒的烟气)等。采用燃气分析方法测定燃烧产物的成分及其分布，可以算出燃烧效率及判断燃烧过程的好坏。　　（撰写：周晓青　审订：王洪铭）

ranshao mohua zhunze

燃烧模化准则　combustion simulation criteria　又称燃烧模拟准则。由燃烧室进口参数及燃烧室几何尺寸组成的一个综合参数。从起的作用上讲，它有点类似气体动力学中的雷诺数和马赫数，但它不是一个无因次量。只要这个综合参数相同，两个结构相同或基本相似的燃烧室，在不同的进口参数下的某些燃烧过程的性能是接近的。在雷诺数自模化条件下，进行燃烧效率和出口温度分布试验时，常用的燃烧模化准则有：

(1) 等流速准则：在燃烧室几何形状、燃料、进口气流温度和油气比相同的条件下，保证进口空气流速相同，进口空气压力允许变化，但不低于0.2 MPa，则

$$\eta=f(V_2,R_{fa})$$

式中η为燃烧效率，V_2和R_{fa}分别为燃烧室进口空气速度和燃烧室中的油气比。

(2) K准则

$$\eta=f(K,R_{fa})$$

$$K=G_2/(P_2^{*1.15}T_2^*D_{ft}^2)\approx V/(T_2^{*2}P_2^{*0.15}D_{ft})$$

式中G_2、V_2、P_2^*和T_2分别为燃烧室进口空气的流量、速度、总压和总温，R_{fa}为油气比，D_{ft}为火焰筒直径。

(3) 郎威尔准则

$$\text{即}\ \eta=f(L,R_{fa})$$

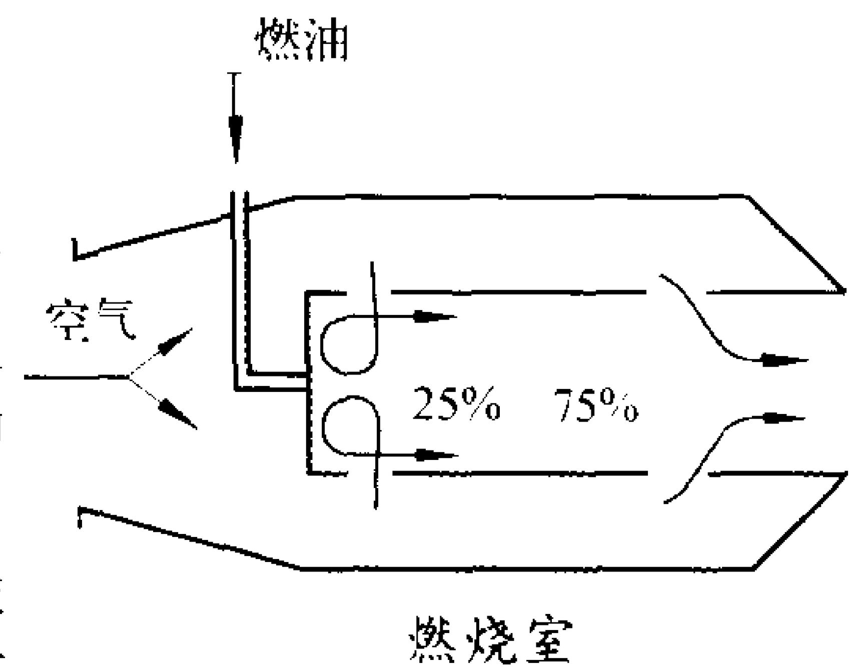
$$L=G_2/[P_2^{*1.75}\exp(T_2^*/b)A_{ft}l_{ft}]$$

式中A_{ft}和l_{ft}分别为火焰筒的横截面积和长度，b与燃烧室内的油气比有关，一般接近300。

以上三个燃烧模化准则都是基于保证燃气在燃烧室中停留时间与化学反应时间之比相等的均相燃烧相似准则。
（撰写：周晓青　修订：吴文东　审订：王洪铭）

ranshaoshi

燃烧室　combustion chamber, combustor　将燃料与空气混合并使混合物稳定燃烧而产生高温燃气从而使燃料的化学能转变成热能的装置。燃气涡轮发动机燃烧室主要由扩压器、火焰筒组成。扩压器使压气机出口的气流流速降低、静压升高；火焰筒头部有火焰稳定装置使气流流速进一步降低并造成回流区，以保持火焰的稳定；火焰筒上有开孔控制气流分区进入与高温气流掺混，使其平均温度降至后面涡轮部件可以承受的程度，并使燃烧室出口温度场均匀化。经火焰稳定装置及火焰筒头部开孔的空气约占总气量的25%左右，它与燃料混合形成最佳浓度的混合气进行燃烧；其余约75%左右的空气经冷却火焰筒壁，最后进入火焰筒内与燃烧区后的高温燃气掺混以降低温度，并形成一定的温度分布场，然后进入涡轮。航空涡轮发动机燃烧室按结构形式分为分管燃烧室、联管燃烧室和环形燃烧室；按气流流动方向分为直流式和回流式；按燃料供给方式分为雾化喷嘴式、蒸发管式和预混预蒸发式。还有特殊形式的燃烧室，如催化燃烧室和变几何燃烧室等。



燃烧室

（撰写：张斌全　修订：吴文东　审订：王洪铭）

ranshaoshi chukou wendu fenbu

燃烧室出口温度分布　combustor exit temperature distribution　主燃烧室出口环形面积上燃气温度的分布。通常采用高温热电偶或燃气取样技术来测量燃气温度。根据实际测出的出口截面上多点的燃气温度，不仅可以比较准确地计算出出口燃气平均总温，还可绘制成图，从图上直观地看到最高温度点的位置、等温线，以及高、低温区的分布等，为调试燃烧室提供依据。这种温度分布可以在主燃烧室试验台上测得，也可在整机上测得，后者更符合实际情况，但测试难度要大得多。表征燃烧室出口温度分布情况的有两个参数，即出口温度分布系数(或环面温度分布系数)和径向温度分布系数。　　（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

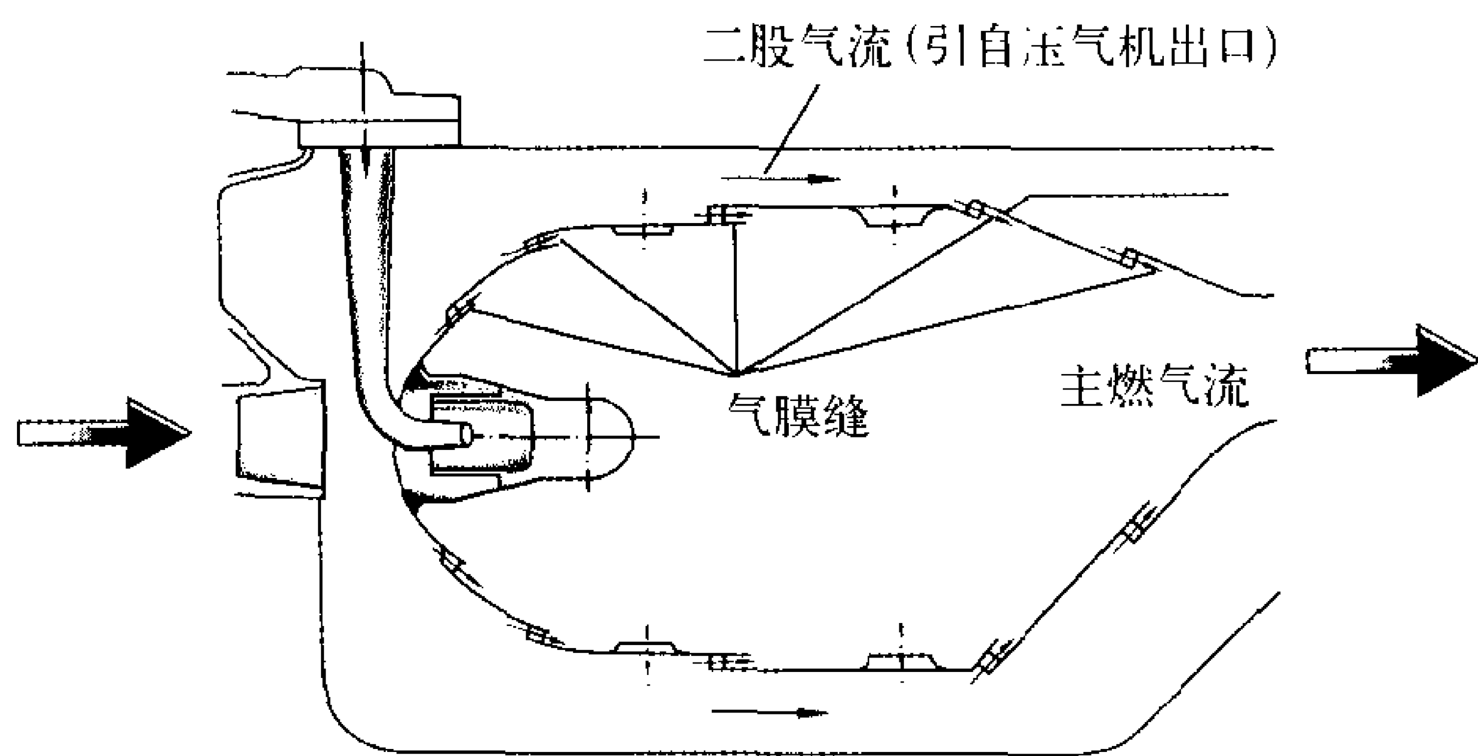
ranshaoshi kuoyaqi

燃烧室扩压器　combustor diffuser　用以将进入燃烧室的气流减速和使静压增加的燃烧室的进口段。一般航空涡轮发动机压气机出口的气流的马赫数约在0.20～0.45间，远高于航空煤油在空气中的火焰传播速度，燃烧极为困难。此外，流速高，流体损失和热阻损失大。因此，压气机后需要一个减速扩压段。最简单的扩压器是分管燃烧室采用的圆锥形扩压器，其他形式的燃烧室的可用气流通道是圆环形，均采用环形扩压器。好的扩压器要求出口速度分布均匀，无分离，不脉动，流动损失小，长度短。20世纪60年代以前大都是气动型扩压器，性能虽好，但长度大。70年代以后，大力发展短扩压器，如二级扩压器、突扩扩压器、冲压诱导扩压器和抽气(或旋涡)扩压器等。
（撰写：张斌全　审订：王洪铭）

ranshaoshi lengque

燃烧室冷却　combustor cooling　为保持燃烧室零件温度不

超过可靠工作寿命允许温度所采取的冷却措施。燃气涡轮发动机的最高温度区是燃烧室。燃烧室主燃区的燃气温度可高达 2400 K，远超过燃烧室零件材料允许工作温度。为保证燃烧室在规定的寿命期内可靠工作，燃烧室必须冷却。主要冷却的零件是直接承受高温燃气传热的火焰筒。现代燃烧室通常为尺寸短、单位容积内的释热量大的环形燃烧室。火焰筒主要采用如图所示气膜与对流复合冷却方法，即引燃烧室二股气流，通过火焰筒壁上的孔、缝或槽，并在壁的内侧表面上形成低温气膜来阻隔燃气对壁的传热。同时火焰筒壁外表面又受到二股气流的对流冷却。燃烧室的冷却设计必须同高效稳定燃烧、减少压力损失和出口燃气温度分布要求综合统一考虑，用尽量少的冷气流量达到冷却效果设计指标。为



环形燃烧室冷却示意图

此，火焰筒气膜冷却壁已从简单的缝槽发展到鱼鳞孔和波纹槽，进而发展到复杂几何结构的全气膜冷却壁，如用多孔冷却层板材料制造的火焰筒壁等。在 20 世纪 90 年代中期还发展了一种在铸造的火焰筒壁上用激光打出密布的各种角度的小孔的技术，可起到发散、气膜冷却的效果。

（撰写：杨燕生　审订：陈　光）

ranshaoshi zongya huifu xishu

燃烧室总压恢复系数　combustor total pressure recovery coefficient　燃烧室出口气流平均总压 P_0 与扩压器进口气流平均总压 P_i 之比。它是燃烧室的主要性能参数之一，可表示为：燃烧室总压恢复系数 = P_0 / P_i。它说明气流流过燃烧室时，由于扩压、摩擦、掺混、分离、加热等过程，气流作机械功能力损失的大小。对于涡轮喷气发动机，该系数增加 1 %，发动机推力接近增加 1 %，耗油率接近下降 0.50 % ~ 0.75 %。现代航空燃气涡轮发动机燃烧室的总压恢复系数一般在 0.92 ~ 0.95 之间。（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

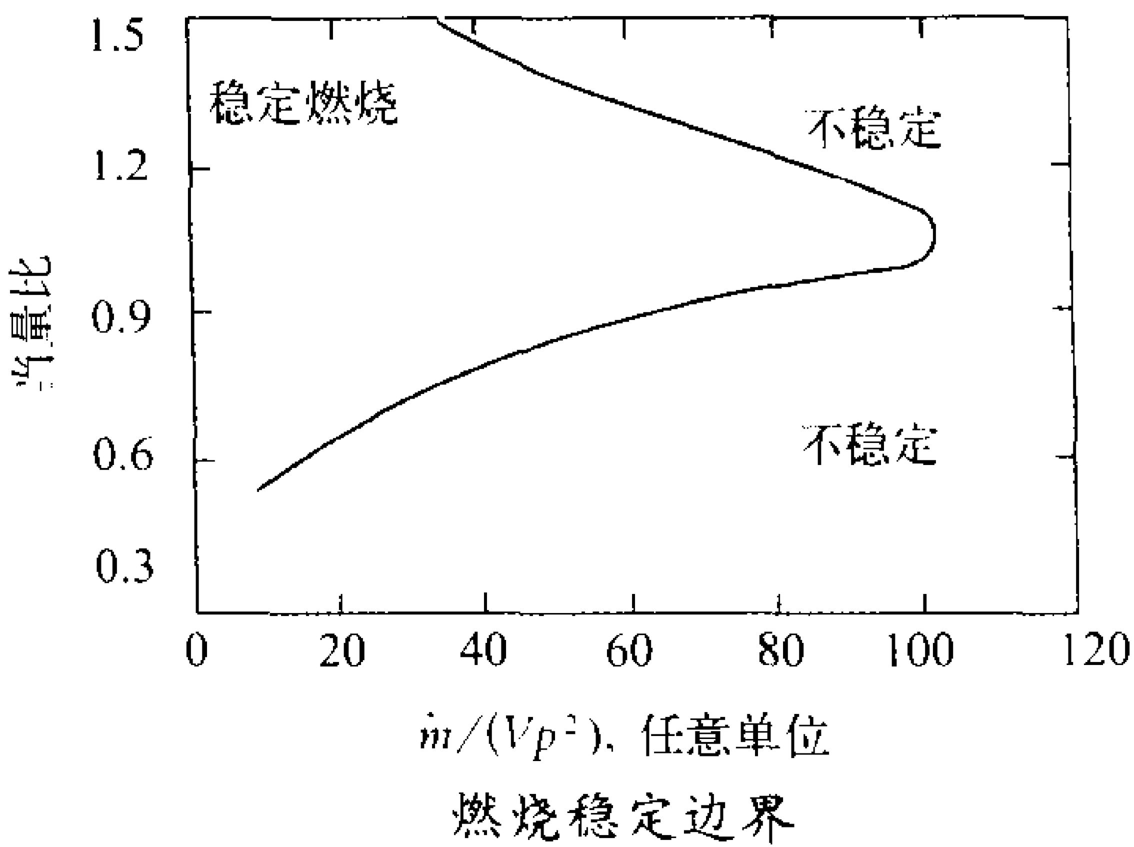
ranshao wanquan xishu

燃烧完全系数　combustion effectiveness　又称燃烧有效度。燃烧过程的完全程度，即燃料化学能转变成热能的程度。在计算燃烧完全系数时，不考虑散热损失。这是它与燃烧效率的主要差别。航空发动机主燃烧室与加力燃烧室中散热损失很小，因而燃烧完全系数与燃烧效率相差无几，在工程应用中往往用燃烧效率。

（撰写：周晓青　审订：王洪铭）

ranshao wending bianjie

燃烧稳定边界　stable combustion limit　又称稳定燃烧极限。燃烧室在点着以后能自身维持连续燃烧的工况范围与不能自身维持连续燃烧的工况范围之间的分界面。燃烧室稳定燃烧的性能取决于燃烧区的流态及当地的压力、温度和油气比。航空燃气涡轮发动机燃烧室的主燃区的稳定燃烧性能见图。图上纵坐标是可燃混合物的当量比，横坐标是 $\dot{m}/(Vp^2)$，



燃烧稳定边界

其中 m 为反应物的质量流量，V 是燃烧体积，p 是气体压力。从图上可见，$\dot{m}/(Vp^2)$ 的最大值发生在当量比为 1 的附近。曲线上当量比大于 1 的部分称为稳定燃烧的富油边界，曲线上当量比小于 1 的部分称为稳定燃烧的贫油边界。

（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

ranshao xiaolü

燃烧效率　combustion efficiency　单位质量燃料燃烧时燃气实际获得的热量与燃料低热值之比。代表燃料化学能在燃烧室中转变为有效热能的程度。它可表示为

$$\eta = [(W_a + W_f)i_{ex} - W_a i_{in} - W_f i_f] / (W_f H_f)$$

式中 W_a 和 W_f 分别为进入燃烧室的空气和燃料质量流量；i_{ex}、i_{in} 和 i_f 分别代表燃烧室出口单位质量燃气的焓值、燃烧室进口单位质量空气的焓值和燃料的单位质量的焓值；H_f 为燃料的低热值。

燃烧效率(η)为 100 %，表示燃料化学能全部释放于提高气流的焓值和温度。实际上，由于燃烧不完全以及燃烧室金属壁的散热损失，η 值总是低于 100 %。航空燃气涡轮发动机主燃烧室在地面设计状态时的 η 值一般在 95 % ~ 99 %，甚至非常接近 100 %。但在非设计状态，当发动机转速较低，特别当飞行高度较高和飞行速度较低时，燃烧室进口压力和温度较低，燃烧效率急剧降低。加力燃烧室的燃烧效率在设计状态下为 85 % ~ 90 %，在高空低压时，可能降低到 60 % ~ 70 %。燃烧效率越低，发动机耗油率越高、飞机航程变短，经济性越差。

（撰写：周晓青　修订：吴文东　审订：王洪铭）

ranshaoxue

燃烧学　science of combustion　研究燃烧现象、规律和理论的学科。燃烧是各种强烈放热氧化反应、类氧化反应(氮化、氟化、氯化等)、强烈放热分解反应(如联氨分解)或者其他强烈放热反应的总称。燃烧过程中伴随有光辐射现象，并有基态和激发态的自由基、原子、电子和离子的出现。常见的燃烧是在燃料和氧化剂之间产生急剧化学反应，放出热量并产生可见火焰的现象。无论气体、液体还是固体燃料的燃烧，都是流动、传热、传质和化学反应同时发生并相互作用的综合过程。燃烧技术是一门古老的技术，但几千年来人们并不理解燃烧现象的本质。近百年来，热能工程、空气喷气发动机和火箭发动机技术的进步，推动了燃烧技术的飞跃发展，揭示了燃烧过程的本质和规律，促进了燃烧理论的形成与完善，它反过来又指导了燃烧装置的设计与研制。现代

燃烧诊断技术和计算机技术的进步，推动了计算燃烧学和燃烧室数值计算的发展，这将使燃烧室的设计与研制建立在更加科学的基础上。 （撰写：周晓青 审订：陈 光）

ranshao zhandoubu

燃烧战斗部 incendiary warhead 装填物为燃烧剂的战斗部。大部分采用子母式战斗部形式。子弹头被抛出母弹的同时，子弹中的燃烧剂或燃烧炬被点燃并散落到目标上，对目标的燃烧效果取决于燃烧炬（或子弹头）的大小、数量、燃烧剂的性能及子弹头的散布状态。它常用于烧毁战场上和敌后方的军事技术装备、运输车辆、仓库和一般密集的建筑物，也用于杀伤有生力量。 （撰写：施广水 审订：王祖典）

ranyou baohe zhengqiya

燃油饱和蒸气压 fuel saturation vapour pressure 在一定温度下在密闭容器中与燃油建立动平衡的液面上空的燃油蒸气压强。燃油的物理性质之一。通常在 38℃ 下用压力计测定。燃油饱和蒸气压是设计燃油系统时，确定油箱增压值和燃油泵气蚀性能的重要参数之一。影响燃油饱和蒸气压的因素主要有：燃油的组成成分，燃油的温度，气相和液相的容积比，燃油中的轻馏分向其表面对流的速度，溶解于燃油中的空气量。 （撰写：王义昆 审订：杨燕生）

ranyoubeng

燃油泵 fuel pump 将机械能转化为燃油压力能的机械装置。其功能是向发动机供应带压力的燃油。根据供油原理，可分为两大类油泵：容积式泵（包括柱塞泵、齿轮泵和旋板泵等）和叶轮式泵（包括离心泵、汽心泵等）。目前航空发动机主燃油和加力燃油控制系统中用得最多的是变排量柱塞泵、定排量齿轮泵和离心泵。对燃油泵的一般技术要求是：重量轻，效率高；结构简单，可靠性高和寿命长；供油量调节方便，温升小，抗污染能力强；抗气蚀能力强，有一定的环境适应能力（如高低温、振动冲击等）。

（撰写：孟庆明 审订：王洪铭）

ranyou huayou yalibiao

燃油/滑油压力表 fuel/oil pressure gauge 测量发动机燃油、润滑油系统压力的仪表。燃油压力可近似地反应燃油系统是否正常工作。滑油压力是判别润滑系统是否正常工作的重要依据。压力过高，可能润滑系统有堵塞；压力过低可能有漏油。这两种压力表是远读仪表，由传感器和远距传输系统（包含指示器）组成。传感器的敏感元件（膜片、膜盒），感受压力大小的信号（膜片/膜盒的小位移），多经过传动放大机构放大后，带动远距离传输（或同步传输）系统的发送器（例如自整角机或交流/直流同步器的发送器和电位计的电刷等），再经远距离传输系统中的接收器将接受到的信号变为指针的转角，经校准后指示燃油/滑油压力。

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

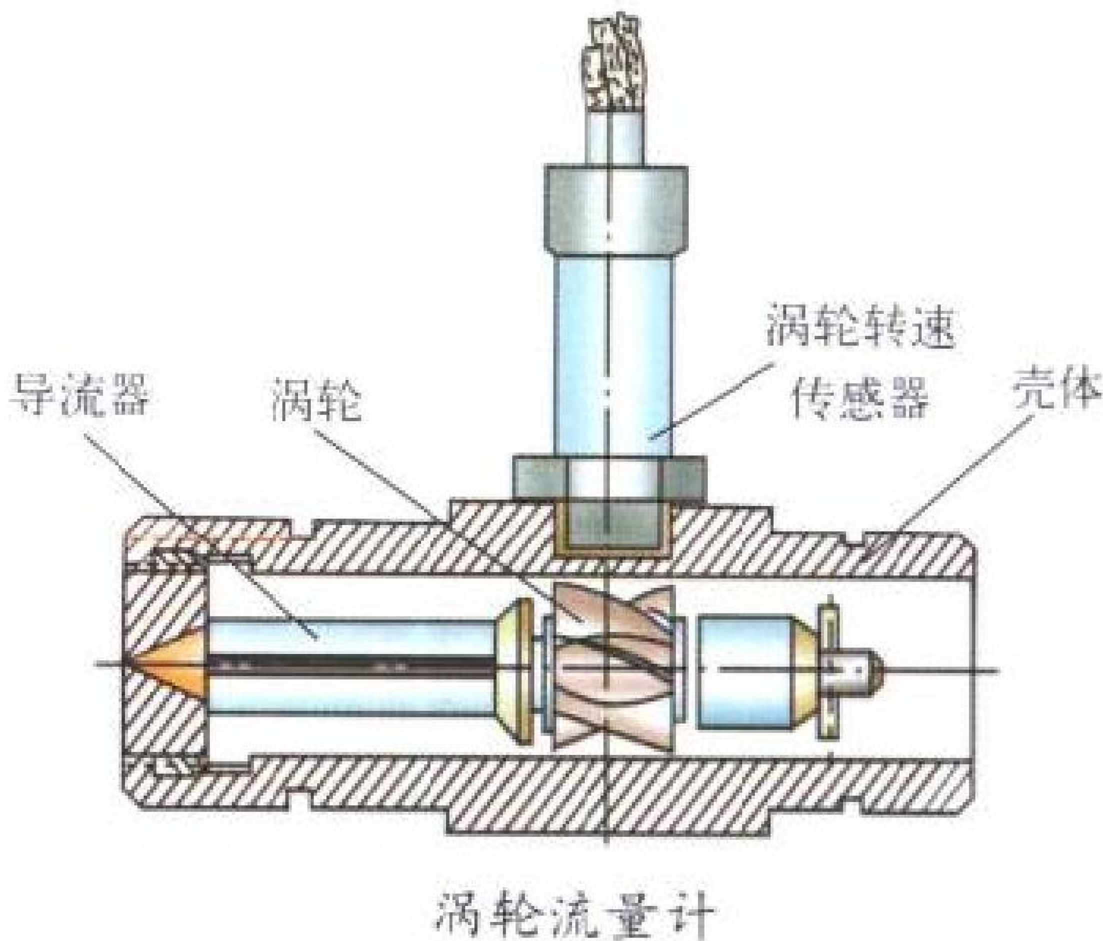
ranyou huangdong

燃油晃动 fuel sloshing 飞机在飞行中，由于机动或气流扰动造成燃油在油箱中晃动，使飞机结构受到附加载荷并改变系统的惯性特性，产生特殊的动力学问题。分析此问题用到力学中一个分支——流体弹性力学（hydroelasticity）的理论与方法。它是研究流体动力、固体弹性力及惯性力相互影响与耦合作用的交叉学科，涉及流体动力学和固体力学。

（撰写：何君毅 审订：郦正能）

ranyou liuliangbiao

燃油流量表 fuel flow meter 又称燃油流量计。用于测量某瞬间单位时间内或一段时间内流经管道的燃油量的仪表。单位时间内流过油管的燃油容积数量称瞬时流量；在一段时间内流过管道的燃油数量称该段时间的总流量。涡轮流量计（见图）等都可精确测量容积流量。燃油经导流器流过涡轮，



涡轮流量计

带动涡轮旋转，其转速与燃油流速成正比，该处的横截面积已知，故涡轮的转速与燃油的容积流量成正比。涡轮转速由传感器输出信号，它的频率能准确测出涡轮的转速，即传感器输出的信号频率与容积流量成正比。若用计数器累计频率，其累计数便与在该段时间内的总耗油量成比例。总流量表也可起油量表的作用，且不存在油箱姿态误差，但不能及时反映油箱的漏油情况，而且在加油或投放油箱后，需进行调整。飞机上都同时安装油量表和流量表，以保证飞行安全。 （撰写：黄俊钦 审订：王占林）

ranyoulü

燃油滤 fuel filter 保证燃油系统不被污染的装置。在进口低压油路上必须安装符合过滤要求的燃油滤，在某些中、高压油路上，当有特殊的清洁度要求时，也必须安装燃油滤。燃油污染会使油泵损坏和活门卡死不能动作，使系统性能下降、可靠性变差和寿命缩短。

当采用标准燃油滤时，可根据其技术要求、过滤精度、过滤能力、油料标号及工作温度范围来选择。当自行设计燃油滤时，首先应根据工作压力及要求通过的流量计算出滤油器的有效过滤面积 A (cm²)，计算公式为

$$A=\frac{Q\mu}{\alpha\Delta p}$$

式中 Q 为需过滤的流量（L/min）；μ 为油的动力粘度（P，1 P = 0.0102 kgf · s/m²）；Δp 为压力降（kgf/cm²）；α 为滤心材料的单位过滤能力（L/cm²），α 值需由实验确定。

（撰写：孟庆明 审订：王洪铭）

ranyou nongdu fenbu

燃油浓度分布 fuel concentration distribution 燃料（包括液态和气态）质量在燃烧室内喷嘴下游空间的分布。它直接影响点火、燃烧稳定性、燃烧完全度和燃烧室寿命。一般来说，燃油分布应根据组织燃烧的要求来确定，以使当地的油气比最利于燃烧。影响燃油浓度分布的因素很多，主要有燃

油雾化方法、燃烧区气流的物理参数（温度、压力和速度等）和燃料本身的物理性能等。直到目前为止，还没有确定燃油浓度分布的较准确的分析计算方法，特别是在燃烧室内。一般采用实测的方法，主要有两大类：机械法和光学法。机械方法包括印痕法和收集法。光学法包括：⑴激光全息照相；⑵光散射技术；⑶用专用的粒度测定仪测整个油雾的尺寸分布和平均直径。（撰写：吴文东 审订：王洪铭）

ranyou wuhua lidu

燃油雾化粒度 fuel atomization fineness 经过燃油喷射装置燃油雾化后油滴的尺寸大小。油雾的主要特征之一。燃油经过雾化后形成大量直径大小不同的油滴，这个油滴群统称油雾。通常用油雾的平均直径 $\bar{d}_{dr}$ 来描述燃油雾化粒度。

$$\bar{d}_{dr}=\left[\int_0^{N_{dr}} d_{dr}^{c}\,d(N_{dr}) \Big/ \int_0^{N_{dr}} d_{dr}^{s}\,d(N_{dr})\right]^{1/(c-s)}$$

式中 N_{dr} 为油滴总数；d_{dr} 为油滴直径；c、s 为常数。

平均直径有多种定义，最常见的是索太尔平均直径 $d_{dr.32}$，这时 $\bar{d}_{dr}$ 公式中的 $c=3$，$s=2$。其含义为所有油滴的总体积与所有油滴的总表面积之比。也有用中间直径 $d_{dr.m}$，其含义为直径比 $d_{dr.m}$ 小的所有液滴的总质量（或总面积，或总个数）与直径比 $d_{dr.m}$ 大的所有液滴的总质量（或总面积，或总个数）相同。如以质量为例，则有质量中间直径 $d_{dr.30}$，这时 $c=3$，$s=0$。（撰写：吴文东 审订：王洪铭）

ranyou wuhua penzui

燃油雾化喷嘴 fuel atomizer, fuel injector 向燃烧室喷入燃油并使其雾化成微小油珠群，形成恰当的浓度分布以保证良好燃烧的装置。雾化喷嘴现有四种形式，即直射喷嘴、离心喷嘴、空气雾化喷嘴和混合雾化喷嘴。离心喷嘴及直射喷嘴统称压力雾化喷嘴。（撰写：张斌全 审订：王洪铭）

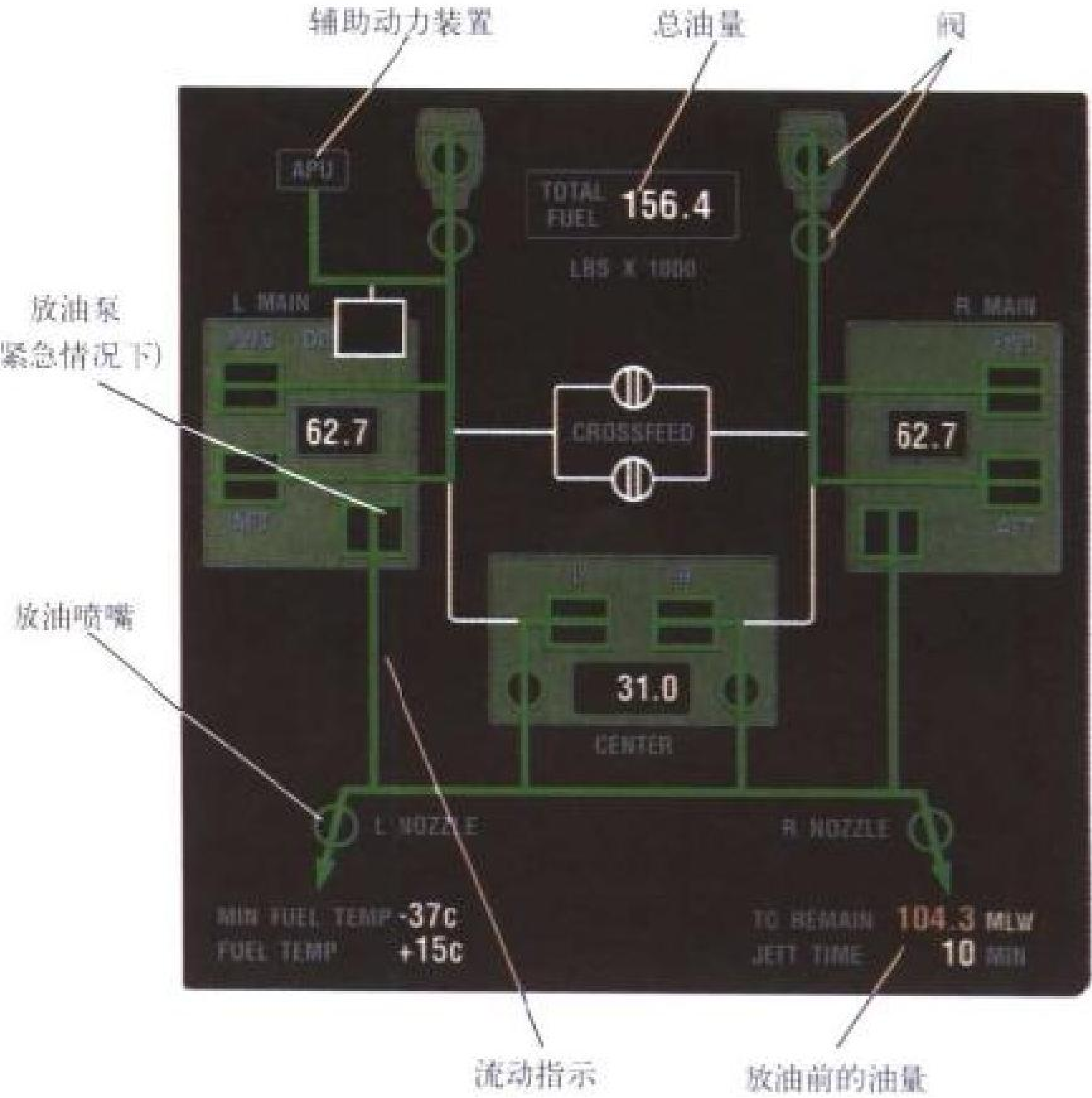
ranyou xitong gaokongxing

燃油系统高空性 high-altitude performance of fuel system 燃油系统向发动机连续可靠地供油所能达到的最大飞行高度的能力。确定燃油系统高空性的主要因素是：燃油的饱和蒸气压；需要防止燃油泵入口产生气蚀的安全压力；燃油管路流动阻力和机动飞行过载惯性力引起的压力损失；燃油箱允许的增压。其中，提高燃油泵的气蚀性能和减少燃油管路流动阻力对提高系统高空性具有显著效果。

（撰写：王义昆 审订：杨燕生）

ranyou xitong xianshiyi

燃油系统显示仪 fuel system display 显示燃油系统工作状态的仪表。图示为波音777飞机的这种仪表。屏幕上显示主要油箱分左、中、右三组，每组有前后（或左右）两个油箱，用青绿色图形表示。一组油箱共有的油量，在油箱内有白色数字显示。仪表的中间上方有总油量的白色3位数字显示，其单位是加仑×1000。它下方是燃油平衡（fuel balanced），当左、右主油箱的油量不同时，便会显示出这个信息。交叉供油阀（cross feed valve）的显示有开、关、开着损坏、关着损坏和不能用5种情况。前两种呈绿色，中间两种呈琥珀色，最后者呈白色。油温在仪表左下角用白色数字显示。管路用绿色粗线表示燃油正常流动，当油泵不工作时，管路呈琥珀色。油泵有发动机带动的和辅助动力装置（如电力）带动的两种，其符号见图。绿色表示运行正常，白色表示不运转和不能用（有故障），琥珀色表示泵已损坏。

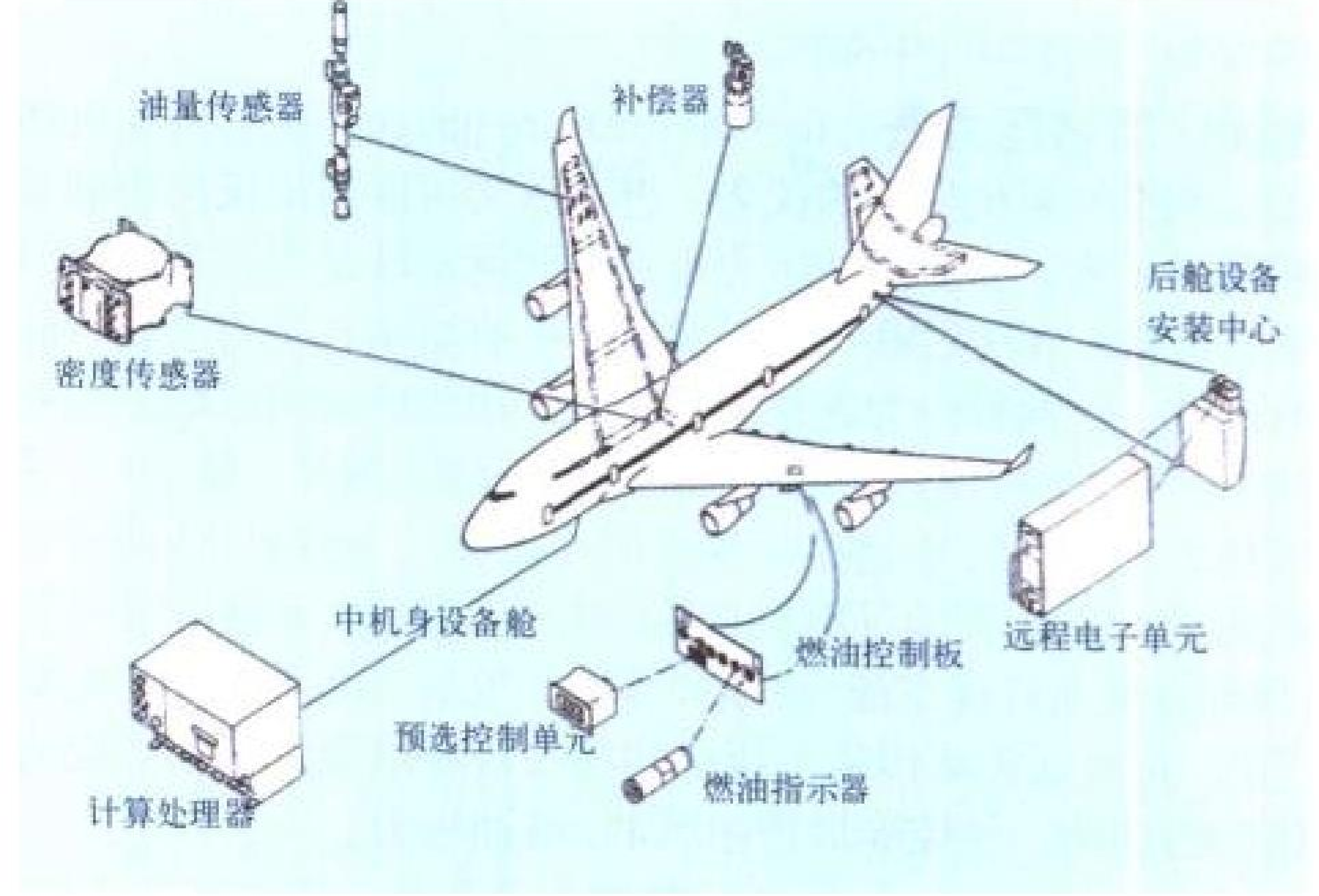


飞机燃油系统工作状态显示仪

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

ranyou youliang celiang xitong

燃油油量测量系统 fuel quantity system 测量飞机油箱内燃油存储量的仪表与系统。飞机上常用的燃油油量表有浮子式油量表和电容式油量表等。浮子式油量表是利用浮在燃油上浮子的垂直位置随燃油变化的原理，将感受的液位转换成电信号输出并送至指示器，指示出对应的油量。电容式油量表是利用在燃油中的电容式传感器，将油面高度变化转换成电容量的变化，经电桥变换成相应的电压信号，通过放大器和伺服指示器指示出对应的油量值。浮子式和电容式油量表均为容积式油量测量，都存在飞行姿态误差。图示为燃油油量表的系统组成图。其中机翼和平尾内均为整体油箱，由于



燃油油量测量系统

机翼厚薄不同，电容式油量传感器的高度不同，为减小姿态误差，一个油箱内设置了多个传感器，所以，全机的电容式油量传感器的数量较多。密度传感器是为了将电容式油量传感器测出的容积油量换算成燃油重量。补偿器是用于补偿由外界环境参数变化产生的误差。其余各部件的功能易于理解不再一一细说。（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

raodong

扰动 disturbance 当气体绕物体流动、气体在管道中流动或物体在气体中运动时，气体状态参数(如速度 u、压力 p、密度 ρ、温度 T)会起变化，这种现象称为气体受到物体的“扰动”。若气体受扰动后，速度、压力、密度、温度的变化比原来的数值小很多，则称为“微弱扰动”(又称“小扰动”)。声音的传播是微弱扰动传播的一个例子。“声波”就是微弱扰动波。声速就是微弱扰动在介质(如空气、水等)中传播的速度。 (撰写：张仲寅 审订：吕志咏)

raoliupian

扰流片 spoiler 对称装在机翼上表面可以打开和闭合的片状铰接操纵面。在闭合位置时是机翼外廓的一部分。当扰流片向上打开时，破坏了机翼上表面的流线并引起气流分离，因而减小了它所在翼面的升力并增加了阻力。

扰流片可以起到飞机横向操纵的作用。在一侧的机翼上的扰流片向上开启，另一侧扰流片不动时，由于扰流片的不对称偏转，会产生一个附加的滚转力矩。在变后掠翼飞机上，扰流片与差动式水平尾翼配合，成为飞机主要的横向操纵面。在大型飞机上，扰流片的对称偏转还可以起直接升力控制面的作用。它主要用于修正飞机着陆进场航迹。在飞机着陆时，当起落架机轮接地时，扰流片可以完全打开，使机翼升力急剧减小，阻力增加，有利于缩短滑跑距离。同时起这种作用的扰流片又称减升板。

(撰写：卫本琦 修订：赵秀丽 审订：任源博)

rechen

热沉 heat sink 又称热汇。飞行器受热时，不断向结构内部传热；在向燃油箱及其他吸热量较大的部件或区域传热时，由于它们的热容量比较大，结构温度场在这些部位出现一个明显的温度下降区，这种吸收大量热量而温度却明显低于周围环境温度的现象称为热沉。在受热结构的热沉区附近会出现较大的温度梯度和热应力，这是设计飞行器结构时要尽量避免的。 (撰写：张钟林 审订：张躬行)

reduse

热堵塞 heat chocking 又称加热临界。管道气流($M<1$)因被加热在管中某截面处达到临界($M=1$)而限制流通能力的状况。等截面管道中以一定初速($M<1$)流动的气体被加热时，气体温度升高，密度下降，流速增加，马赫数增加。继续增大加热量，出口会达临界($M=1$)，此时再增大加热量，出口马赫数不变而流量将下降，好像流动被堵塞了似的，使上游流量减少。这表明等截面管流被加热，出口达临界($M=1$)时加热量和流量都受到限制，即热堵塞。管流进口的马赫数越大，允许的总温升越小，越容易到达热堵塞状况。对于非等截面管道中以一定初速($M<1$)流动的气体被加热时，同样存在类似的热堵塞问题，只不过流管扩张时不易堵塞，流管收缩时加剧堵塞而已。 (撰写：杨茂林 审订：王洪铭)

regangdu shiyan

热刚度试验 thermal stiffness test 在实验室模拟外载荷及热环境的条件下，研究飞行器结构刚度的变化规律，包括对飞行器气动外形和操纵面性能影响的试验。其试验装置与热强度试验相同，但测试重点是结构的温度分布和变形。

(撰写：朱梅庄 审订：张躬行)

regongzhen shiyan

热共振试验 thermal resonance test, resonance track 又称谐振跟踪。考虑气动加热情况的地面共振试验。飞行器在高速飞行中，由于气动加热，使结构的固有振动特性——固有振型和固有频率等，随环境温度的变化而改变。为了确定这一特性，常用一套可自动跟踪的多点激振设备，在地面用强迫振动的方法，使结构在不同温度级情况下始终处于共振状态，并利用以高速数字计算机为中心的实时处理系统，迅速地记录分析每一温度级的固有频率和固有振型，求得结构固有振动特性随温度变化的规律。该多点激振设备能自动跟踪试件的共振频率和调节相应振型下的激振力分布，采用随机振动试验技术，用分析响应的方法来求得结构固有振动特性。 (撰写：航 科 审订：张躬行)

rejiegou shiyan de reliu kongzhi

热结构试验的热流控制 thermal flow control in thermal structures test 瞬态热强度试验加热系统控制方式之一。根据所划分的温区，选择代表结构表面热流的特征点，按要求的热流规律进行控制。热流的给定方式分两种：一种是以预定的热流程序实施控制，称为直接热流控制，一般适用于表面温度难以检测的结构(如非金属)。另一种是在试验过程控制中，把结构表面特征点瞬时检测温度代入热平衡方程，经计算机计算后得到该瞬时热流进行实时控制，称为全方程热流控制。后一种控制较复杂，一般适用于构造复杂、直接计算热流较困难的结构。 (撰写：航 科 审订：张躬行)

rejiegou shiyan de wendu kongzhi

热结构试验的温度控制 temperature control in thermal structures test 瞬态热强度试验中用试件某些特定点的温度信息来控制加热系统输入热流量的控制方式。根据所划分的温区，选择代表结构表面温度的特征点(即控温点)，并以给定的特征点温度随时间变化规律作为控制程序。温度控制易于实现，一般适用于构造简单、容易计算表面温度的结构。温度控制公式是

$$T_{si}=f_i(t)$$

式中 T_{si} 为第 i 个温区特征点处瞬时检测温度值；$f_i(t)$ 为给定的特征点温度随时间变化规律(即控制程序)。

(撰写：张躬行 审订：何君毅)

rejiegou wendingxing

热结构稳定性 thermal stability of structure 结构在热或者热与载荷联合作用下维持其静(动)平衡状态的能力。与室温时的结构稳定性相比，由于增加了温度和时间两个因素，因而有一定特点：(1)失稳时的临界值是指给定热状态下的临界载荷(参见*屈曲*)，或者是给定载荷状态下的临界温度；(2)高温引起材料力学性能降低可能导致结构临界载荷和极限承载能力降低；(3)存在热应力时一般会降低失稳的临界载荷值；(4)长时间高温作用可能引起蠕变屈曲。

(撰写：张钟林 审订：张躬行)

reli xunhuan

热力循环 thermodynamic cycle 简称循环。工质经过一系列热力过程，其工质状态不断变化，最后又回复到初始状态的过程。实施循环的目的是通过热力系的状态变化实现预期的能量转换。工程上最常见的有两类循环：热机循环(正向

循环）和制冷机循环（逆向循环）。前者把热转变为功，后者消耗功把热从低温热源输向高温热源。发动机循环分析可以对比它们的热力性能并指明提高发动机热效率的主要途径。

（撰写：顾恒祥　修订：陈大光　审订：陈　光）

repengzhang shiyafa

热膨胀释压阀　thermal expansion relief valve　温度升高引起封闭腔内油液膨胀时，释放一部分液压油的阀门。用作油液封闭腔的热安全阀，常与液压锁一起使用，作为保护液压作动筒使之不被胀破的限压阀门。热膨胀释压阀的结构原理与液控单向阀相似。其开启压力约比正常工作压力大30%，如工作压力为20.6 MPa时，其开启压力为27.0 MPa。

（撰写：裘丽华　审订：杨燕生）

repilao

热疲劳　thermal fatigue　构件在温度循环变化下，当材料的膨胀与收缩受到约束时，引起内部变形受阻所产生的反复作用的应力导致的疲劳。（撰写：陈　光　审订：陈大光）

repilao shiyan

热疲劳试验　thermal fatigue test　在温度谱或温度-载荷谱作用下，确定材料、构件或全尺寸结构热寿命及其损伤扩展的疲劳试验。材料试样和简单构件常在热疲劳试验机上进行循环温度和温度谱试验，确定疲劳寿命或得到塑性应变范围与疲劳寿命的关系。加热和冷却方法与热强度试验相类似。试件在温度、反复热力作用下产生热暴露损伤及疲劳、蠕变损伤。后来发展的热—机械疲劳试验机，能以任意相位关系施加温度循环和机械循环，实现热应力与机械应力的任意迭加。复杂构件和全尺寸结构热疲劳试验在专门试验场地上进行，用计算机控制温度谱和载荷谱协调以及各温区与各加载点协调。为缩短试验周期，常采用经验证的加速试验方法。高超声速飞机和带热防护的航天飞机结构进行热疲劳试验，还需要模拟稀薄大气环境和极高的温度，采用真空试验舱及石墨加热器、深冷装置来实现。

R

热疲劳试验满足寿命要求后，常转入含损伤结构或人工损伤结构的裂纹扩展试验和剩余强度试验，以验证结构在温度载荷谱下的损伤容限能力，为编制使用维护大纲提供依据。试验的加载、测试设备需满足长时间高温和温度变动的工作要求。（撰写：俞树奎　朱梅庄　审订：张躬行）

reqiqiu

热气球　hot air balloon　用热空气作为浮升气体的气球。在气囊底部有供热空气加热用的大开口和吊篮。空气加热后密度减小，温度达100℃时的密度约为0.95 kg/m³，是空气的1/1.3，因此升空不高。现代热气球在吊篮中安装有简单的飞行仪表、燃料罐和喷灯等设备。从地面升空时，点燃喷灯，将空气加热后从气囊底部开口处充入气囊。升空飞行后，控制喷灯的喷油量操纵气球的上升或下降。热气球出现得最早，现今乘热气球飞行已成为人们喜爱的一种航空体育运动。此外，热气球还常用于航空摄影和空中游览。



中国生产的热气球

（撰写：杨景佐　修订：赵群力　审订：王道荫）

reqiangdu fenxi

热强度分析　thermal strength analysis　对结构在热环境下承受载荷和耐受热环境的能力的研究。进行热强度分析，首先需要分析热环境，根据气动力加热和其他热源，确定结构的温度场。由于飞机的飞行状态通常是非稳态的，因此结构温度场亦具有瞬态的性质。确定热环境后，可以进行热应力、热刚度、热结构动力特性、热结构稳定性、热颤振、高温疲劳和高温蠕变分析等。然后，根据相应的强度准则对结构耐受热环境的能力作出评定。这些分析工作在飞机结构设计过程中不是孤立进行的，而是与材料和结构形式的选择、热防护设计等结合反复进行的。热强度分析工作可以借助电子计算机的结构分析系统来进行。为了确保飞机结构满足热强度要求，除对结构进行热强度分析外，还要进行热强度试验。

（撰写：丁锡洪　审订：张躬行）

reqiangdu shiyan

热强度试验　thermal strength test　研究飞行器结构热强度的一种地面模拟试验。在实验中对飞行器结构或模型按某一实际飞行过程或是预先给定的设计情况，模拟温度和载荷的分布及其随时间的变化。与此同时，测量并记录温度、应变等有关数据的分布及其随时间的变化，用以确定热应力和总应力的大小，研究热应力和载荷应力的耦合关系以及温度、热应力对结构承载能力等强度特性的影响。通过试验鉴定结构的热强度，验证有关的设计、计算方法。

主要的试验对象是飞行器的总体和部件（如机翼、尾翼、前后机身、机头锥、发动机、导弹的头锥、弹体和弹翼等）。试验可分为：单纯加热和冷却；载荷—温度组合；随飞机姿态改变、燃油消耗所引起的热沉变化的模拟等情况。根据试验目的，又可分为鉴定性试验和研究性试验两种。整个试验装置主要由加热、加载、测量三大系统组成。

这种试验比静强度试验增加了温度和时间两个参数，要求试件与夹具的设计必须同时满足力学边界和温度边界条件，试验结果与加热加载的历程有关。在试验手段方面，它要综合计算机、自动控制、测试、数据采集、功率调节装置、热源、致冷、气源、真空以及液压等方面的先进技术和设备。（撰写：虞维翰　朱梅庄　审订：张躬行）

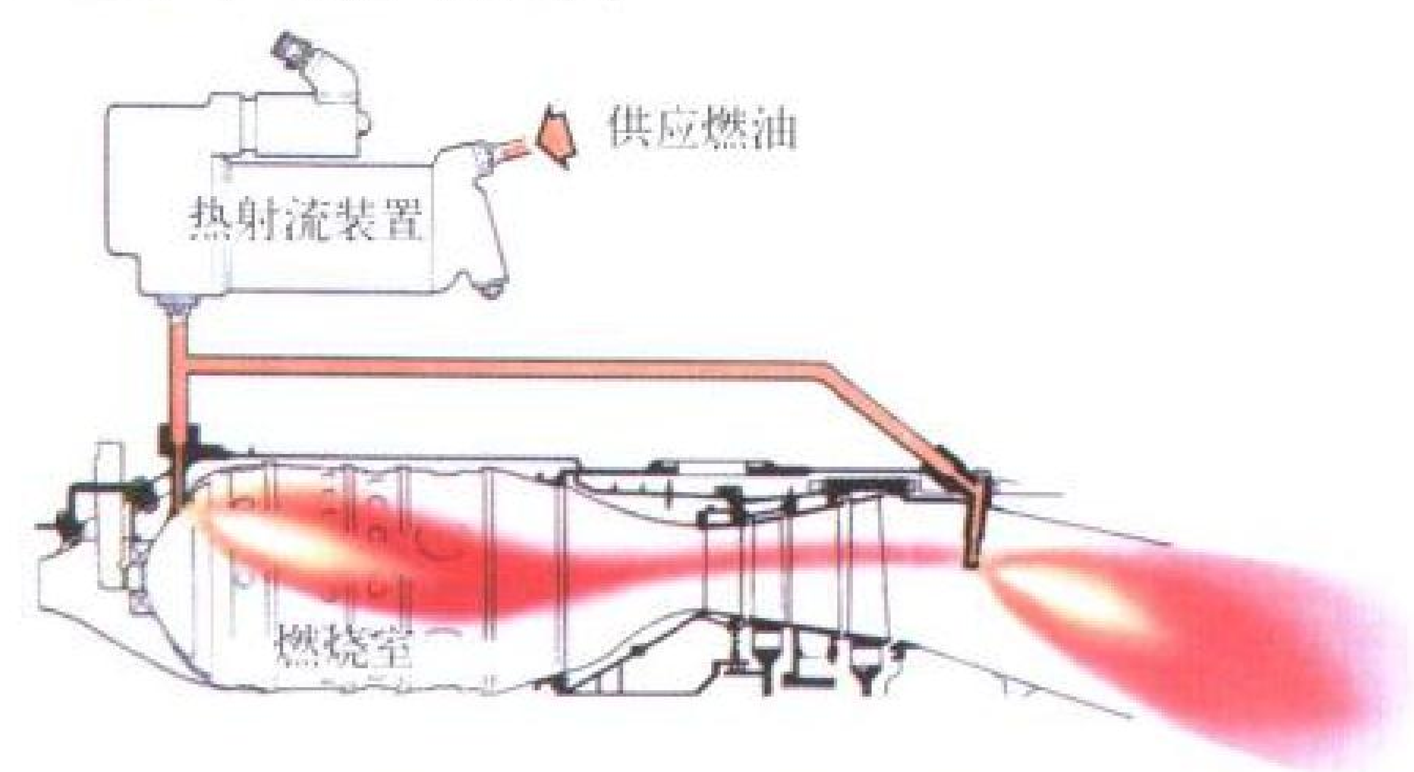
requqŭ yu zhousun

热屈曲与皱损　thermal buckling and wrinkling　构件在热或热与载荷共同作用下所引起的总体（参见屈曲）与局部失稳现象。皱损的特点是失稳后的结构形状呈皱褶波纹状。热皱损出现后，会降低某些结构的极限承载能力，可能引起永久变形。如果热皱损发生在飞行器表面，会破坏气动力特性，严重时还可能引发使结构破坏的气动力扰动。因此，对存在气动加热或受热辐射等其他加热方式的飞行器必须考虑热皱损问题。（撰写：张钟林　审订：张躬行）

resheliu dianhuo

热射流点火　hot-shot ignition, hot streak ignition　短时间从主燃烧室中喷入一股燃油，在该处被点燃形成高温火炬，穿过涡轮，直接点燃加力燃烧室稳定器附近的油气混合气。其

点火时间短，高空点火性能好，但要防止对涡轮导向器叶片可能造成的损害（见图）。



热射流点火（罗·罗公司提供）

为防止涡轮导向器叶片可能过热，可用两种方法解决。一种是减少在主燃烧室的射流喷入油量，在涡轮下游装中继喷嘴接力，提高射流温度，此法需使主喷嘴与中继喷嘴的时间协调好。另一种是在燃烧室掺混区喷入燃油，热射流流过涡轮导向器才达到最高温升，此法需要控制好停留时间与点火延迟时间的关系，且喷嘴布置成了关键。

（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

reshiche

热试车　test with heated inlet air　又称进气加温试车。在长期试车阶段中对发动机进口空气进行加温的试车。《航空燃气涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》中规定：在飞行前规定试验的 60 小时持久试车的最后两个 6 h 阶段程序中（定型试验的 150 小时持久试车所有阶段的"e ~ j"项运转），应对发动机进口空气和流经发动机周围空气的温度进行模拟，使温度值为发动机整个稳态飞行工作包线内的某高度和飞行速度条件下可能出现的最高总温。在每个阶段的加温试车时间分配是：中间状态 45 min，最大连续状态 51 min，加力调节状态 30 min。这种试车可以在地面加温试车台上进行，也可以在连接式高空模拟试车台上进行。在飞行前规定试验最后两个阶段和定型试验持久试车中所有"k"项运转，发动机进口空气应模拟在飞行包线内任何高度和飞行速度条件下可能出现的最高总温和总压，该试验在高空模拟试车台或加温、加压试车台上进行。

（撰写：刘大响　审订：叶培梁）

reshushi

热舒适　thermal comfort　又称温度舒适性。人体处于良好的热平衡，不存在任何热力因素引起的生理代偿反应和主观不舒适的感觉。当强调影响人的舒适感和工效的环境因素时，可称之为人体处于良好热平衡而心理状态感到满意的热环境。影响热舒适有 8 个主要因素，其中 5 个与环境有关：干球温度、空气中的水蒸气分压力（或湿球温度）、空气速度、辐射温度和环境气压；另外 3 个与人有关：新陈代谢、服装和人的工作负荷。评价热舒适的方法很多。目前飞机上常用的有：有效温度（ET）；人体附近环境空气温度；湿球、黑球、干球温度综合指数（WBGT）；人体平均皮肤温度；人体体温和皮肤平均温度加权计算法等。

（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

retanceqi

热探测器　thermal detector　对热辐射敏感并能产生与热辐射能量相关信号的装置。热探测器对热辐射的波长无选择性，通常用来探测热辐射的大小和变化情况。属于这类探测器件的有热电偶、热敏电阻、热辐射计等。由于热探测器通常具有结构简单、性能稳定、可靠性高等优点，因而常用来测量各类热源的温度和热场，也常用于显示与控制设备。

（撰写：卢广山　审订：郝志伟）

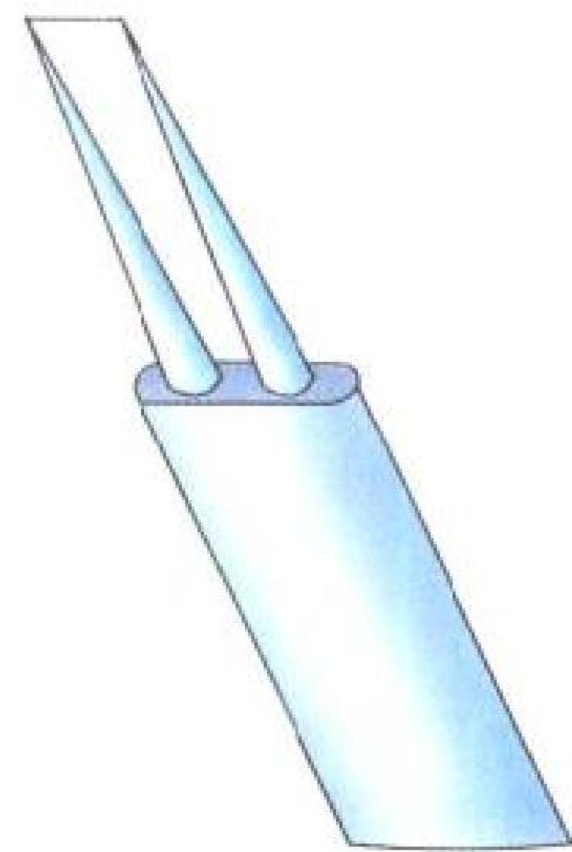
rewendingxing shiyan

热稳定性试验　thermal stability test　确定结构在热或热与机械载荷联合作用下结构稳定性的地面模拟试验。目的是确定失稳时的临界值（如临界温度、临界载荷、极限承载能力等）和失稳形态、验证结构热稳定性计算方法，为受热飞行器强度计算提供试验数据。试验装置与热强度试验相关似。

（撰写：朱梅庄　审订：张劭行）

rexian fengsuyi

热线风速仪　hot-wire anemometer　根据对流热交换原理，利用放置在流场中具有电流加热的细金属丝或金属膜来测量风速的仪器。该仪器的传感器是很细的钨丝或铂丝（通称热线）或厚度很薄的金属膜（通称热膜），金属丝的直径为 0.5～10 μm，长度为 0.1 ～ 2 mm，热线两端焊在两根支杆上，通过绝缘支座引出接线（见图）。热线探头除常用的单线外，还有双线和三线探头，用以测量平面和空间的流体速度和方向。测量时，将热线或热膜置于流体中，并对热线或热膜通电加热，使其温度高于流体介质的温度。流体流过热线或热膜带走热量，速度愈高带走热量愈多，从而使热线或热膜两端电压发生变化，由此可测得气流速度、密度及温度的平均值或瞬时值。热线风速仪按其工作方式有两种基本类型：保持热线或热膜电阻值不变的恒温式和保持热线或热膜电流不变的恒流式。恒温式热线风速仪热滞后效应小、频响宽，它远比恒流式用得普遍。


热线探头图

热线风速仪具有探头尺寸小，响应频率高，灵敏度高，同时感受速度、密度和温度脉动，连续测量以及所测信号容易进行处理等优点。它的缺点是：热线探头容易损坏，把热线所感受的速度、密度和温度脉动分开，对气流特性需作假设。热线风速仪广泛用于测量气体和液体的平均速度和脉动速度，也可用于测量流体的密度、温度和浓度。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

rexiaolü

热效率　thermal efficiency　发动机产生的有效功率和单位时间所喷入燃料的化学能之比。燃料的化学能是用它的低热值衡量。喷气发动机的有效功率是每单位时间流经发动机空气质量的动能增量，即 $q_{ma}[(V_e^2-V^2)/2]$，其中 q_{ma} 为空气流量，V_e 为排气速度，V 为飞行速度。活塞式发动机或涡轮轴发动机的有效功率是轴功率。

发动机作为热机，只能把燃料的一部分化学能转变为有效功率，其余大部分以热能形式随燃气排入大气，无法利用。热效率表示燃料化学能的利用程度，是衡量发动机经济性的重要性能指标之一。热效率的大小取决于发动机类型、

R

飞行条件、发动机循环参数及其部件的设计参数。对于涡轮喷气和涡轮风扇发动机，在海平面静止条件下，热效率为0.24 ~ 0.3，在高速飞行时可达0.40 ~ 0.60。

（撰写：张 津　审订：陈大光）

reyingbian

热应变 thermal strain　受热结构内所产生的与热应力相对应的应变。例如，在单向应力状态时，物体由于温度变化而引起的热应变是

$$\varepsilon_T = \varepsilon_c - \alpha T = \sigma_T / E_T$$

式中 ε_T 为热应变；ε_c 为总应变；α 为材料热膨胀系数；T 为温度变化值；σ_T 为热应力；E_T 为与温度相对应的材料弹性模量。（撰写：张钟林　审订：张躬行）

reyingli

热应力 thermal stress　又称温度应力。物体温度变化或分布不均匀时，在物体内产生的应力。按其温度变化与时间的关系可分为定常热应力和瞬态热应力。温度不随时间变化时产生定常热应力；温度随时间变化时，热应力也随时间变化，叫瞬态热应力。如果不考虑热冲击引起的动态效应，热应力是热膨胀（或冷缩）引起的一个自身平衡的内力系。其大小与温差（ΔT）、热膨胀系数（α）和弹性模量（E）成正比。一般说来，当飞行马赫数超过2.5时，由于气动加热，使常规材料（如铝合金）的性能下降等因素，就需要考虑热应力对飞行器结构强度和刚度的影响。设计这类飞行器时，除了选用耐热材料外，尚须尽量避免引起温度不均匀因素及采取隔热措施，以降低结构中的热应力。

（撰写：张钟林　审订：张躬行）

rezaihe

热载荷 thermal load　结构受热产生热应力和热应变的当量载荷。飞机、发动机在热环境下工作时，由于温度的不均匀性或结构各部位热容量与传热性不同造成结构各点温度不同，对不同材料组合结构即使温度相同，由于其热膨胀系数不同，造成结构内部相邻点变形不一致，相互约束而产生应力，类似承受机械载荷情况，因而将这种受热而使结构产生热应力（或热应变）的当量载荷称为热载荷。一般而言，结构受热还伴随材料的力学性能下降，出现一些高温特有的问题，如与时间严重相关问题（蠕变、粘弹性、粘塑性问题），在分析中必须予以考虑。对发动机，结构热载荷是必须考虑的主要载荷，它作用于发动机各热端部件。对高速飞机机翼、机身前缘等气动加热严重的部位以及发动机机舱周围结构均需考虑热载荷的影响。

（撰写：何君毅　审订：郦正能）

R

rezhang

热障 thermal barrier　飞行器在大气层中的飞行速度超过一定马赫数时，因气动加热引起结构和材料变化而遇到的障碍。飞行速度越高，气动加热越严重。其后果主要有：(1) 机体温度升高引起材料性能下降，使结构强度和刚度降低；(2) 在结构中产生热应力，使结构应力和变形增大，甚至出现蠕变；(3) 结构变形增大，气动外形受到破坏，甚至引起灾难性的颤振，最终可能导致结构破坏；(4) 环境温度升高，造成乘员不能忍受，设备失去正常功能。热障这一名称是在飞机速度不断提高的发展过程中出现“声障”以后提出来的。但一般“声障”指声速附近所存在的障碍，而热障则是随速度进一步提高逐渐严重的热现象，并不指特定速度，通常对于飞行马赫数超过2.5的飞机，在设计时必须考虑防热措施，如采用耐热材料、加装隔热层、安装冷却系统等。

（撰写：张钟林　审订：张躬行）

rezhendong huanjing shiyan

热振动环境试验 vibration test in thermal environment　研究或鉴定飞行器结构和设备在一定的热和振动联合作用下承受能力和使用寿命的试验。通常是为了检查结构或设备在热振动环境下可能出现的故障和缺陷，或者给出其使用寿命。为此需在实验室中模拟实际使用时的热—振动环境。热环境一般分高温、低温和冷热循环三类；振动环境可划分为周期振动、随机振动和冲击三种。实际环境可能是上述几种环境的组合。（撰写：朱梅庄　审订：张躬行）

rezu

热阻 heat resistance　又称热损失。燃烧室内由于燃烧对气流加热而引起的总压损失。对燃烧室而言，这部分损失是不可避免的，因为只要对气流加热，它就要发生。其数值取决于燃烧室进口气流的马赫数和加热量。进口马赫数越高，加热量越大，这个损失就越大。当加热到燃烧室出口气流的马赫数达到1时，如不改变进口气流条件，气流就不能再继续加进热量。这就是所谓的热堵塞现象。在现代航空燃气涡轮发动机主燃烧室中，这部分损失占全部总压损失的10%左右；但在加力燃烧室中，它要占全部总压损失的大部分。

（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

rengong zhuanlie

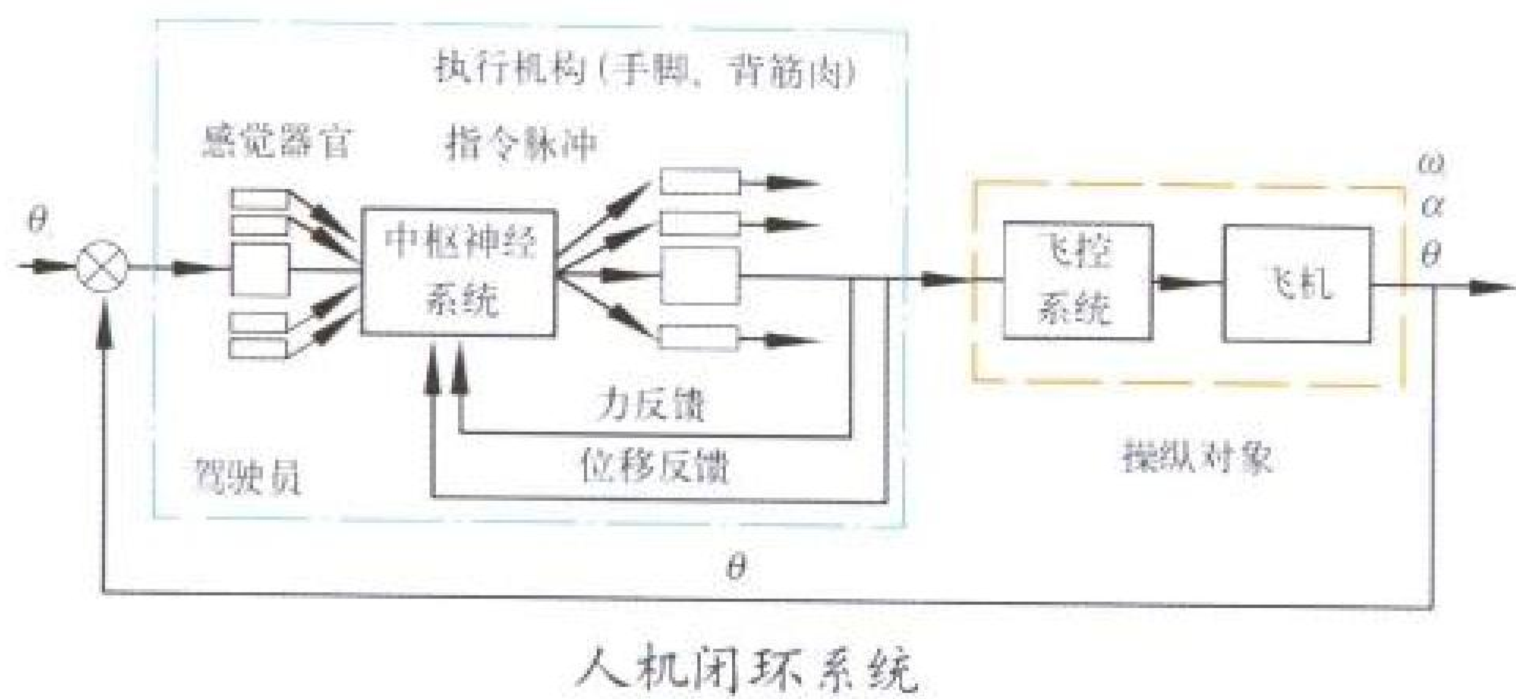
人工转捩 artificial transition　在模型表面一定位置处人为地安置一些扰动源，强迫边界层由层流转变为湍流。高速飞行器由于飞行雷诺数很高，边界层从层流转为湍流通常出现在飞机各部件表面的前部。而风洞模型试验，由于试验雷诺数较低，模型表面又光滑，故模型表面有相当长一段层流边界层，这就造成了模型表面的边界层状态与飞行器的有较大差别，从而给模型试验数据的修正带来困难。因此，风洞试验常采用人工转捩方法，使模型边界层转捩点与飞行器的相同。

常用的边界层人工转捩方法是：在模型表面粘贴金刚砂粗糙带、玻璃球粗糙带或金属丝等。粗糙带的宽度以2 ~ 3 mm为好。粗糙带内的金刚砂（或玻璃球）应分布均匀、不重叠，密度适中。金刚砂（或玻璃球）颗粒大小的选择原则是：既要能激发模型表面的层流边界层使之完全转捩为湍流边界层，又要使粗糙带本身的附加阻力最小。粗糙带的附加阻力应在修正风洞实验数据时予以扣除。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

renji bihuan

人机闭环 pilot-in-the-loop　研究“驾驶员—飞机闭合回路”的一种设计思想，即为“人在回路”。在理论分析时，将驾驶员作为一个环节放在飞行控制系统及飞机组合系统回路中，用一个数学模型模拟驾驶员操纵特性来研究人机闭环系统中存在的问题，并找出解决问题的方法。从而确定飞机本身和飞行控制系统的参数设计是否合理，进而修正使其操纵品质符合规范要求。



人机闭环系统

（撰写：徐鑫福　修订：于黎明　审订：王占林）

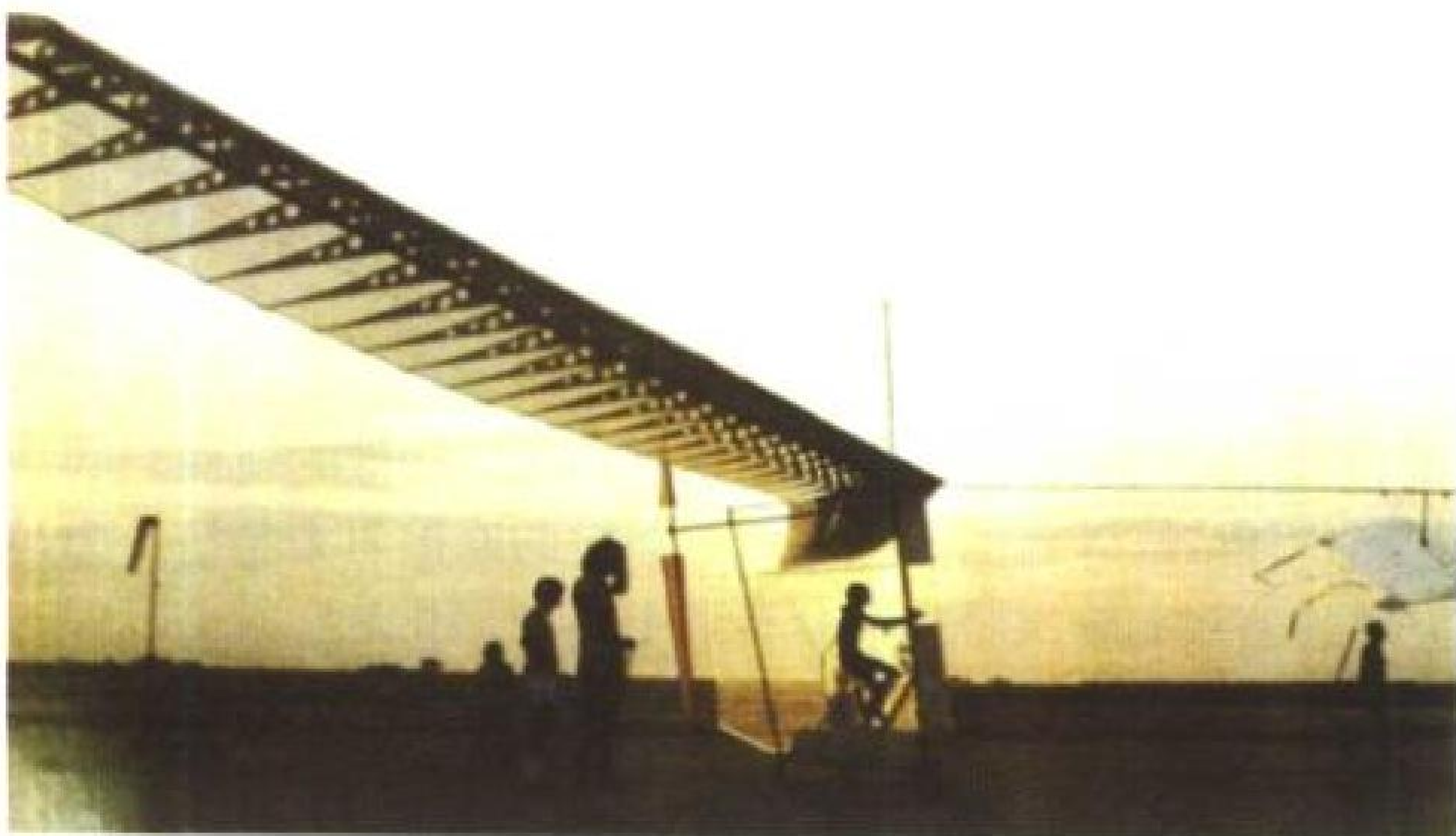
renji jiekou

人机接口　man-machine interface　在航空领域，是指飞机驾驶员与机载电子设备和其他设备之间进行相互作用、相互联系的方法，也称为驾驶员/飞机接口 (pilot/vehicle interface, PVI)。人机接口设备主要集中于座舱或驾驶舱内，其功能是向驾驶员提供为完成使命所必需的各种信息，并接受驾驶员的操作及输入的各种命令和数据。信息是通过各种显示器（如平显、下显、头盔显示器）、各种指示器（指示灯、座舱仪表等）或合成话音等形成提供的；驾驶员的操作及各种命令、数据的输入是通过各种操纵杆、控制手柄、开关、按钮、直接话音命令、触敏屏幕、盒式磁带等方式完成的。通过人机接口，驾驶员和飞机构成了一个完整的人机系统。近年来，座舱自动化方面有较大进展，例如“驾驶员助手”系统的实用化将使人机接口进一步智能化。

（撰写：吕宗祺　审订：龚世明）

renli feiji

人力飞机　human-powered aircraft　依靠人的体力驱动的飞机。早期人们模仿鸟类飞行，试图制造靠人力驱动的扑翼机，都没有成功。主要原因是人的体力有限。健壮的人在 10 min 内只能连续发出 0.26 kW (0.35 hp) 的功率；按每公斤体重所能发出的功率计算，远不如鸟类。其次，在当时的科学技术水平下，还不可能制造出重量很轻、飞行效率高的扑翼机。20 世纪 30 年代，有人在轻型滑翔机上安装空气螺旋桨



“蝉翼信天翁”号人力飞机

和类似自行车的脚踏传动装置，依靠人的双脚蹬踏带动螺旋桨来产生飞行的动力，曾实现了短距离的平飞。60 年代以后大量新型材料（碳纤维和芳纶纤维复合材料、聚苯乙烯泡沫塑料、聚酯薄膜等）的问世为制造极轻的飞机机体创造了条件，人力飞机的空机重量可降低到仅 30 kg 左右；再加上大的机翼面积，使翼载荷减少到与一般鸟类相同的水平。较低的飞行速度使人力飞机飞行所需的功率减小到人力能胜任的程度。1979 年美国的“蝉翼信天翁”号人力飞机（见图）首次完成了横越英吉利海峡的飞行，平均时速 12.7 km/h。

（撰写：路湛明　修订：赵群力　审订：任源博）

rensu gongcheng

人素工程　human engineering　又称工效学或人机工程学 (ergonomics)。研究人机系统中人的因素及其与机器的关系的工程技术学科。在航空领域中，驾驶员和飞机构成人机系统，人素工程问题大量体现在座舱或驾驶舱的设计中。一方面要对驾驶员进行生态学方面的研究，例如人对各种环境条件的忍耐极限、各种能力的生理极限、心理素质的影响、判断或操作失误的机理等；另一方面要对控制对象（飞机、座舱、仪表、设备等）的设计提出人素工程学方面的要求，例如座舱结构、驾驶员座椅的后倾角、座舱照明亮度和色调、驾驶杆位置、仪表板布局、显示画面设计、按键功能的组合等等。设备的设计中凡是涉及到人，都要考虑人的因素，要研究人和机器如何协调配合的问题，尽量适应人的生理特点，使人能够充分利用机器，以便达到最佳的人机系统整体效果。

（撰写：吕宗祺　审订：龚世明）

ren yi fenli xitong

人/椅分离系统　seat/man separation system　解脱乘员与座椅各种约束使之分离的系统。现代弹射座椅对乘员的约束包括安全带躯体约束、头部约束、四肢约束。早期的弹射座椅仅有手动分离系统。应急离机后手拉应急分离拉环，通过钢索传力打开锁扣，解脱约束。常因乘员操纵不当或已失去知觉，人椅过早分离或过迟开伞等原因导致救生失败。20 世纪 60 年代起首先在英国的弹射座椅上使用自动分离系统，并将手动分离系统作为备用系统。自动分离系统是弹射程序控制的重要部分，主体是自动开锁器。应急离机后人椅系统达到预定高度、速度或延迟时间后自动打开各锁扣以解脱约束。

（撰写：徐正忠　审订：袁修干）

ren yi san ganrao

人/椅/伞干扰　seat / man / chute interference　弹射救生过程中稳定伞或救生伞、乘员、弹射座椅之间相互干扰（碰撞、缠绕）。座椅工作程序不合理、人椅系统缺乏良好的姿态和稳定性、弹射轨迹过于陡直等易造成人椅伞干扰，导致稳定伞或救生伞工作不正常，甚至失去作用，人椅无法分离，致使救生失败。为防止人/椅/伞干扰，应保证弹射座椅具有良好的稳定性、弹射程序合理。各机构工作可靠。座椅结构外形紧凑，避免过多过大的凸出部分。对多座弹射，应具有指令弹射系统和轨迹发散装置。

（撰写：徐正忠　审订：袁修干）

renwu chenggongxing

任务成功性　mission success　航空装备在规定的一次或一组任务的任务剖面内能够完成规定功能的能力。任务成功性的概率度量，称任务成功概率。一组任务的平均任务成功概率的计算公式如下

$$P_{MC}=\frac{n_s}{n_t}$$

式中 P_{MC} 为平均任务成功概率；n_s 为任务成功次数；n_t 为任务总次数。任务成功概率不涉及非任务时间。它主要用来度量一次性使用装备（如导弹）和周期性重复执行任务的装备

(如飞机)。任务成功性还可以用任务可靠度(R_m)和致命性失效间的任务时间(MTBCF)来度量。

(撰写：张建华　审订：王立群)

renwu guanli jisuanji

任务管理计算机　mission management computer / processor　用于实现火控计算，存贮管理、地形跟踪／地形防撞管理、空勤管理、防务管理等功能的机载计算机。

(撰写：魏绍贤　陆荣国　审订：周耀荣)

renwu guanli xitong

任务管理系统　mission management system　航空电子系统中对飞行计划、通信、导航、识别、座舱显示控制、悬挂、传感器、生存设备等实施管理的系统。其主要功能有任务数据处理、航空电子系统工作模式的控制、任务设备运行状态管理、任务信息的显示、飞行前初始化任务数据加载控制和执行任务过程中重要任务数据与传感器视频信号的记录控制等。任务管理系统通常还承担航空电子系统数据传输总线的调度管理任务。由于系统综合技术的发展，战术处理、非航空电子管理、战术数据链管理等功能亦综合到任务管理系统，成为航空电子系统的信息管理中心，被称为综合任务管理系统(IMMS)。任务管理系统由任务管理计算机(MMC)、控制显示器(CDU)、多功能显示器(MFD)、视频与声频记录设备(VVRU)和航空电子系统启动板(AAP)等组成。航空电子系统的执行软件和应用软件大多驻留在该系统中。在联合式航空电子系统中一般配备两套MMC，分别作为数据总线的主控机和备用控制机。其余部件的配置数量由飞机座舱布局、机组人员分工和系统余度要求而定。任务管理系统已开始采用开放式系统结构，以保证其功能扩展和升级，降低全寿命费用。

(撰写：王全岩　审订：谢文涛)

renwu jihua dimianzhan

任务计划地面站　mission planning ground station (MPGS)　地面指挥系统中与数据传输设备(DTE)相配套的设备。主要功能是飞行前进行目标研究、航路计划、威胁分析、视景生成、航路优化等。完成任务计划后，自动生成及打印带注释的战斗任务航图，并将任务计划加载至数据传输卡中；完成飞行任务后，读出数据传输卡所记录的任务执行情况数据及航空电子系统维护数据，进行分析、总结。主要组成部件：(1) 高性能微机系统及彩色显示终端；(2) 高分辨率数字化仪；(3) 彩色地图显示器；(4) 以太网；(5) 高速高分辨率彩色打印机；(6) 数据传输卡接口部件；(7) 扫描仪。

(撰写：火国锋　审订：顾世敏)

R

renxing duanlie

韧性断裂　ductile fracture　断口处材料有显著塑性变形的一种断裂。韧性断裂最常见的形式是拉伸超载，造成典型的杯锥形断裂；通常是中低强度或韧性好的材料在室温或高温、静载及平面应力状态情况下产生。对无裂纹元件，韧性断裂发生前材料有明显的塑性变形(颈缩)。对含裂纹结构，在裂纹快速扩展前有一缓慢的扩展阶段。因此，韧性断裂的发生过程较脆性断裂为缓和。

(撰写：郦正能　审订：张躬行)

rongcuo gongdian

容错供电　fault tolerant electrical power　供电部件或通道发生故障后仍能按容错要求向用电设备供电的工作方式。为满足容错供电要求，除采用余度技术外，还应配有电力和负载管理系统，以监控供电系统，自动断开故障的电源和某些负载，重新配置汇流条。系统可具有下述容错供电能力：发生1次故障时系统能继续向所有负载供电；发生2次故障时系统能向重要负载供电；发生3次故障时系统能向关键飞行负载供电。这些故障可发生在同一供电通道的不同部件上，也可发生在不同供电通道的相同部件上，或以上述两种方式的组合形式出现。

(撰写：于敦　审订：杨燕生)

rongre qiangdu

容热强度　volumetric heating intensity, space heat release rate　在单位燃烧室容积内，单位压力下，单位时间燃料燃烧能释放出来的热量。燃烧室的容热强度可按下式计算

$$容热强度 = 3600\,\eta G_f H_f / (p \cdot V)$$

式中 G_f 为燃料消耗量(kg/s)；H_f为燃料低热值(kJ/kg)；p 为燃烧室内气流压力(10^5 Pa)；V 为燃烧空间的容积(m^3)，可近似取火焰筒最大截面与火焰筒长度之乘积；η 为燃烧效率。

在同样的热负荷下，容热强度高要比容热强度低的燃烧室的容积小，重量轻。现代航空燃气涡轮发动机燃烧室的容热强度一般均超过400 kJ/(m^3 · h · Pa)，约为一般工业热能装置(如蒸汽锅炉)的容热强度的10倍以上。

(撰写：吴文东　审订：王洪铭)

roudu xishu

柔度系数　flexibility coefficient　在结构上某一点施加单位广义力(沿直角坐标系三个轴方向的力和绕三个轴的力矩)时，该点产生的广义位移(沿直角坐标三个轴方向的线位移和角位移)称为该结构在此点的柔度系数，$C^{B,A}$，A 表示广义力，B 表示广义位移。通常 $C^{B,A}$是个 6 × 6 的矩阵。如果在结构上取 N 个点，逐次在 j 点(j = 1，……，N)，A 方向(A = 1，……，6)上加单位广义力，在 i 点(i = 1，……，N)，B 方向(B = 1，……，6)产生广义位移，用 $C^{B,A}_{ij}$ 表示，称之为结构的柔度影响系数，通常由它们组成 6 × 6 × N 阶矩阵。实际上，不一定都用到6种广义力和6种广义位移，例如，只加法向力求法向位移，就得到 $N \times N$ 阶柔度影响系数矩阵。

(撰写：管德　审订：何君毅)

rouxing daomian

柔性道面　soft pavement　面层抗弯能力较低的道面。其结构稳定性依靠骨料的嵌锁作用、颗粒的摩擦阻力与结合力。它通过基层与垫层将载荷分布到土层上。凡是混凝土以外的道面都属于柔性道面，包括沥青、金属板、碎石、树脂、土质、草地、冻土、冰雪、盐层等道面。

(撰写：王立群　审订：陈志伟)

rouxing feiji de wendingxing he caozongxing

柔性飞机的稳定性和操纵性　stability and control of flexible aircraft　柔性飞机受扰动后的运动，包括刚体和弹性变形运动。飞机的弹性变形运动不但改变了飞机上的空气动力分布，从而改变飞机上的各种空气动力和力矩，空气动力导数随之改变；而且引入新的运动自由度，从而改变了飞机的稳定性和操纵性。若飞机最低阶固有频率比刚体运动的频率

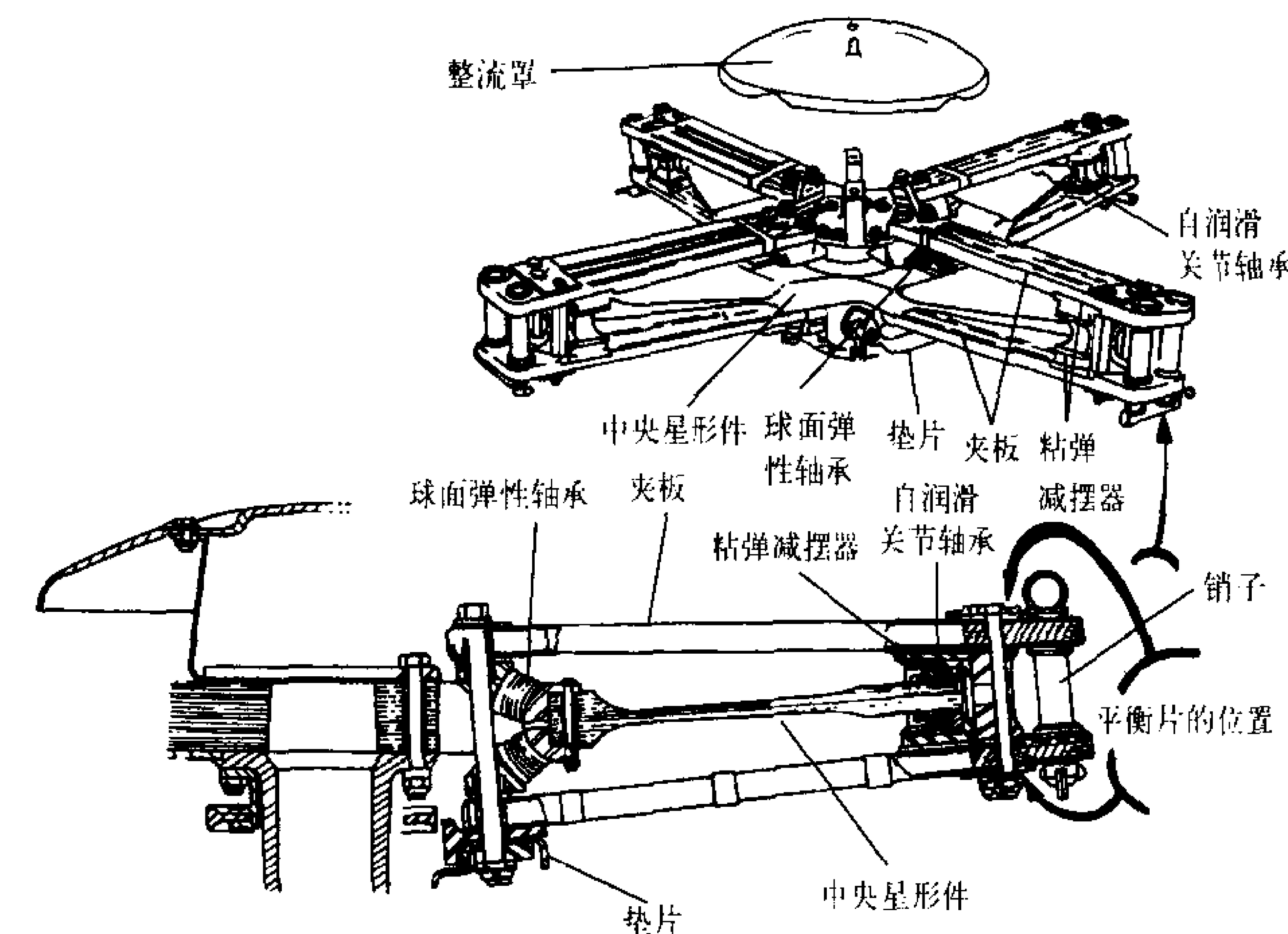
高得较多，可以不引入弹性运动自由度，仍然沿用刚体飞机的扰动运动方程，只对空气动力导数进行静气动弹性修正的办法计入气动弹性影响。否则，弹性运动与刚体运动之间将出现较强的耦合。此时必须计入弹性运动自由度，并根据给定的初始条件或控制规律等求解完整的弹性飞行器运动方程组，来计算弹性飞机的动态特性。

在小变形情况下，可以认为飞行器的弹性运动与刚体运动之间不存在惯性耦合，而且略去弹性运动的时间导数。

（撰写：管　德）

rouxing jianggu

柔性桨毂　flexible hub　一种带弹性约束的铰接式桨毂。现有星形柔性桨毂和球形柔性桨毂之分。参见旋翼、旋翼桨毂。



“海豚”直升机的星形柔性桨毂

（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

rouxing jiangji

柔性降级　graceful degradation　又称故障弱化。一种避免系统故障造成灾难性后果并使系统以功能降级的方式继续工作的手段。当系统部件或分系统出现硬件故障或软件错误时，系统能够探测并隔离发生故障的部件，经过功能的重新组合，以功能降级的方式继续运行，以确保基本功能的实现。

（撰写：邵启平　审订：龚　诚）

rouxing zhuanzi

柔性转子　flexible rotor　在工作转速范围内出现使轴线弯曲变形的临界转速的转子。有时将安放在弹性支座上的转子，当工作转速高于其转子一支承系统的平动或倾斜振型的临界转速时，亦称为柔性转子。采用柔性转子可减轻结构重量，改善工作状态下运行的平稳性。但柔性转子与支承系统的动力参数必须合理匹配，还必须采用专门的动平衡方法使柔性转子在各种工作状态下平稳运转，以及采取专门措施保证转子一支承系统通过低阶临界转速时的平稳性。

（撰写：黄太平　审订：陈大光）

rubian duanlie

蠕变断裂　creep fracture　当载荷作用足够长时间后，材料或结构的蠕变由蠕变速率最小且为常值的定常蠕变阶段（蠕变第二阶段）进入蠕变速率迅速增长阶段（蠕变第三阶段），最终发生的断裂破坏。按破坏的性质可分为韧性断裂和脆性断裂。一般说来，在给定的温度下，应力水平较高时常发生韧性断裂，应力水平较低时常发生脆性断裂。也有些材料的破坏形式处于韧性断裂和脆性断裂的中间状态。可以用高温持久强度，即试件在一定温度下对应某一规定的时间引起断裂的应力，表示引起断裂的应力与时间的关系，并可作为蠕变断裂计算的依据。

（撰写：张钟林　修订：郦正能　审订：张躬行）

rubian shouming

蠕变寿命　creep life　结构在蠕变条件下能安全工作的累计时间。通常从下列三方面考虑蠕变寿命：(1) 以结构允许的最大变形为控制量，通过实验或计算求得结构在给定条件下变形达到最大允许值所经历的时间。(2) 以蠕变断裂为准则，即考虑结构是否可能发生脆性断裂或近似脆性破坏。用理论计算或实验求出给定条件下蠕变断裂破坏所需的时间。(3) 对于可能发生蠕变屈曲的结构，还需要计算出蠕变屈曲的临界时间。比较以上三个数据，最小者即为结构的蠕变寿命。

（撰写：张钟林　审订：张躬行）

rubian songchi

蠕变松弛　creep relaxation　材料或结构在承载过程中总变形保持不变，由于蠕变变形使得应力随时间延续而降低的现象。蠕变是指物体在恒定载荷作用下随时间增长的一种缓慢变形过程。拧紧的螺纹连接件，由于蠕变松弛而变得松动就是典型的例子。可以用松弛试验机测定材料在一定温度和初始变形条件下应力随时间的变化；连续测量可以绘出应力随时间变化的曲线，即松弛曲线。常用松弛曲线来检验蠕变理论计算结果的可靠性。

（撰写：张钟林　审订：张躬行）

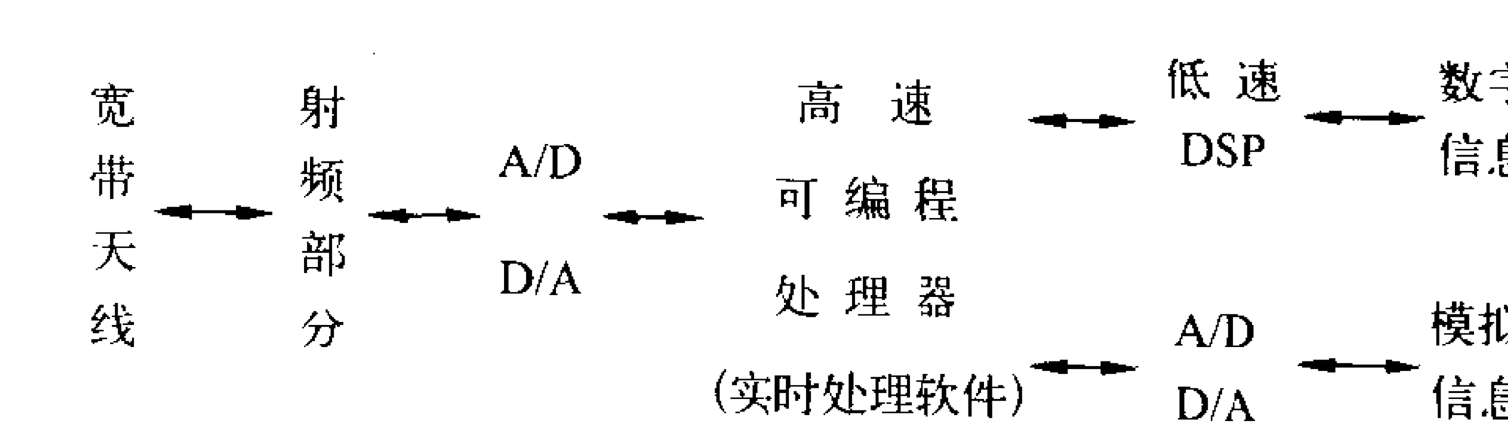
ruandianhuo

软点火　soft ignition　接通加力时，加力燃烧室点燃瞬间不造成大的压力突升的点火过程。通常加力燃烧室点火时，由于油气突然着火，化学能转为热能，燃气量增加，燃气体积膨胀，造成瞬间加力燃烧室压力突升。突升量过大将影响主机工作，特别对涡轮风扇发动机的风扇容易造成失速和喘振。实现软点火，一方面要求加力燃烧室的点火性能好，即点火范围宽、点火时间短和点火可靠；另一方面需要各区供油量合适；同时，要求尾喷口调节密切配合，在点火过程中应稍微提前打开喷口，以避免点火时加力燃烧室内压力突升过高。

（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

ruanjian diantai

软件电台　software radios　由一套硬件平台实现多种无线电台的功能，且其功能由软件来定义的电台。软件电台的概念由 Joe M. 于 1992 年首先提出，其基本想法是把硬件作为



软件电台系统结构简图

R

无线通信的基本平台，而把尽可能多的无线通信功能由软件来实现。软件电台一般由宽带天线、射频(RF)单元、模拟/数字(A/D)及数字/模拟(D/A)变换器、可编程高速信号处理器等部分组成。它与传统无线电台结构的主要区别在于，将A/D和D/A变换由基带移到中频，向RF端靠近。另一个明显区别是用可编程高速信号处理器件代替传统低速器件做A/D之后的一系列处理。软件电台便于用软件算法实现各种先进体制的通信，包括各种自适应通信、抗干扰通信。软件电台能够支持话音/数据、明话/密话等多种通信业务，能够同时处理多种调制方式和编译码方式的信号波形，为目前存在的各种体制通信设备之间的互通互联创造了条件。软件电台还具有容易修改、容易扩展等明显优点，为进一步缩短新体制电台的研制周期提供了可能性。无论对于军用和民用，软件电台都具有很好的发展前途。目前公布的软件电台试验系统有美军的易通话多频段多模电台(Speakeasy Multi-Band Multi-Mode Radio)以及美国麻省理工学院计算机科学实验室的Spectrum Ware系统等。软件电台目前还处于研究和发展的早期。随着宽带多频段天线、低噪声前置放大、高速A/D及D/A、高速数字下变频、高速数字信号处理等许多关键技术的进步，软件电台的功能及其体系结构将更加完善。

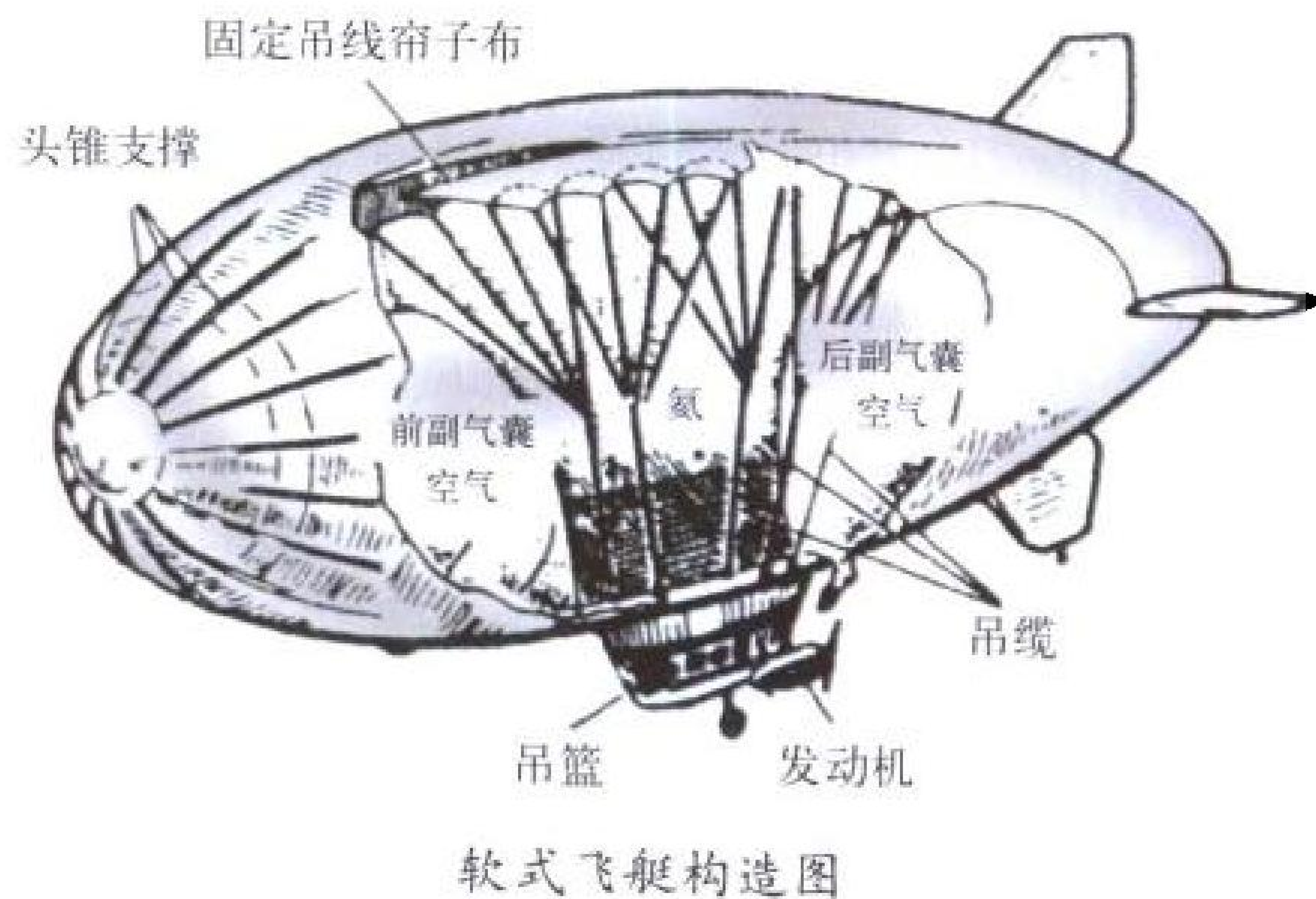
(撰写：罗通俊　审订：许宗泽)

ruanjian wuxiandian

软件无线电　software radio　见电子卷。

ruanshi feiting

软式飞艇　non-rigid airship　艇体用柔性气密材料制成的飞艇。软式飞艇的艇体形状靠气囊内的气体压力维持，要求充气压力始终略大于外界大气压力，故又称压力飞艇。软式飞艇由主气囊和前后副气囊组成(见图)。气囊用涂胶的密封



软式飞艇构造图

纤维布制成，内部用张线加强，气囊不仅要求气密，还要有承受一定压力的强度。气囊上安装有安全活门，当内外压差超过规定值时自动放气，以保证气囊不被胀破。主气囊内充以浮升气体，例如氦气或氢气；前、后副气囊内充填空气，可根据需要充气或放气。副气囊的作用是在不排放主气囊内浮升气体条件下，保持主气囊的内外压力差为定值。例如当高度增加、外界大气压力降低时，通过副气囊放气而使主气囊增大容积，从而维持主气囊原来的压差值。反之，当外界大气压增高时，向副气囊内充气，使它膨胀，从而减小主气囊容积，仍使主气囊压力略高于外界大气压。设置前、后副气囊还可调节飞艇浮力中心的前后位置。

(撰写：杨景佐　修订：赵群力　审订：王道荫)

ruanyouxiang

软油箱　bladder fuel tank　由耐油橡胶和专用材料等胶合而成的油箱。软油箱箱壁通常分成三层，内两层是耐煤油的橡胶，外层是夹布橡胶，起保护层作用。某些军用飞机软油箱为了防弹，在外层和耐油层之间夹有海绵橡胶；它可在中弹之后，利用海绵橡胶遇油膨胀原理把弹孔堵上，避免漏油。

(撰写：赵秀丽　审订：任源博)

runhua he baoyang

润滑和保养　lubrication and servicing　为保持产品固有设计性能而进行的最简易的预防性维修工作。润滑是为确保润滑部件上润滑膜的完整而定期进行的预定工作，通常按制造厂所提供的工作间隔期进行。保养是指预定进行的补充油料、气体、弹药或其他消耗器材的工作以及表面清洗、擦拭、通风等工作，通常按制造厂建议的或类似产品的工作间隔期进行。保养不包括功能检测、使用检查、定时恢复、定时报废等预防性维修工作。



飞机武器的擦拭保养

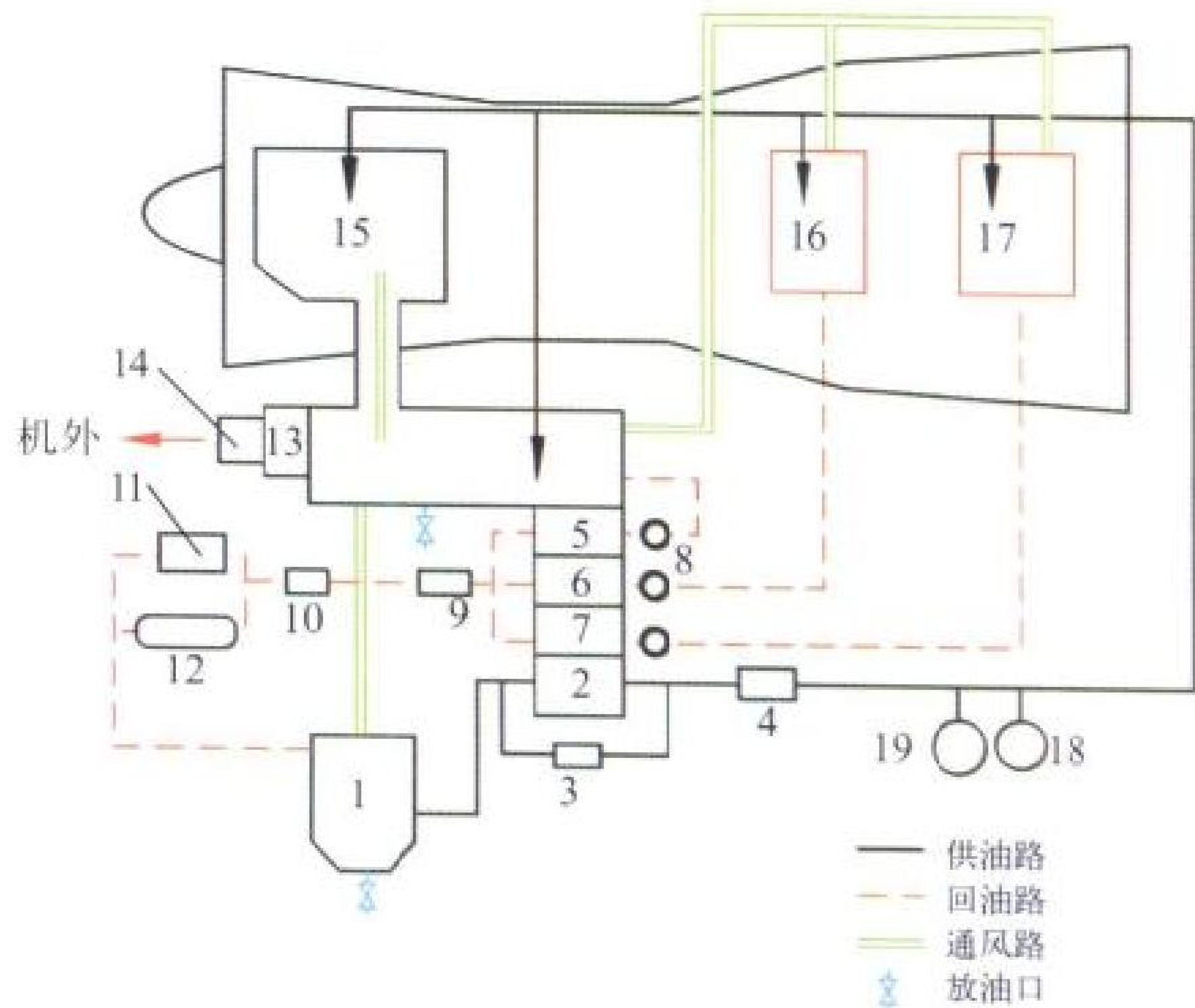
(撰写：王立群　审订：耿荣生)

runhua shebei

润滑设备　lubricating equipment　向航空装备内添加润滑油脂所用的各类装置。常用的润滑设备有注油枪、附属油车、油桶、漏斗等。　(撰写：张建华　审订：王立群)

runhua xitong

润滑系统　lubricating system　将滑油以一定的压力供至发动机传动零件的运动结合面进行润滑和冷却，以减少摩擦磨



润滑系统图

1—滑油箱；2—增压泵；3—调压活门；4—供油滤；5、6、7—回油泵；8—磁性检屑器；9—油气分离器；10—回油滤；11—空气滑油散热器；12—燃油滑油散热器；13—离心通风器；14—高空活门；15—No1、No2轴承腔；16—No3轴承腔；17—No4轴承腔；18—滑油供油压力表；19—滑油供油温度表

损并带走摩擦热的系统。润滑系统分为非循环式和循环式两大类。对于非循环式润滑系统，工作过的滑油不回收而排入燃气流中。这种系统的缺点是滑油消耗大，通常用于工作时间不长的发动机。对于循环式润滑系统，工作过的滑油经过过滤、除气和冷却后，再重新供给发动机内。常规循环式润滑系统由三个分系统组成（见图）。⑴供油分系统：将适宜温度的足够滑油，以一定的压力供至需润滑和冷却处。组件有滑油箱、增压泵、调压活门（也可不设）、供油滤、供油管、喷嘴及滑油压力和温度的测量接头等。⑵回油分系统：把积聚在各油池内的滑油返回滑油箱。组件有多级回油泵、回油滤（也可不设）、油气分离器、屑末检测器、滑油散热器、回油温度测量接头和回油管等。⑶油池通风分系统：把通过密封装置进入油池内的空气或燃气排出机外，保持一定的油池压力并防止发动机减速期间空气通过密封装置向外流。组件有通风管、离心通风器、高空活门等。有一种短回路循环润滑系统，与常规润滑系统的区别是工作过的滑油不回到滑油箱，直接到增压泵入口进入下一次循环。针对未来先进发动机内更高的系统温度和压力，润滑系统除发展更好的高温润滑油、滑油密封装置和轴承外，应改进现有系统的方案，特别注意防止轴承腔过热和滑油着火。

（撰写：林基恕　审订：陈　光）



S moshi er ci jianshi leida

S 模式二次监视雷达 secondary surveillance radar with selective addressing (SSR Mode S) 又称离散选址信标系统(DABS)。具有离散选址能力的二次监视雷达。目前使用的二次监视雷达(SSR)在高密度交通情况下存在以下不足：角精度低，目标分辨率差；存在同步窜扰、非同步窜扰和多路径干扰；目标容量小，只有4096个飞机识别代码。S模式二次监视雷达是现有SSR的改进型，它仍使用1030 MHz询问载频和1090 MHz应答载频。但它采用单脉冲雷达技术提高了角分辨率，具有离散选址功能和双向数据通信能力，对飞机识别码采用全球统一编码，用24位编码，共有2^{24}个飞机识别码，使识别码容量大大增加。其离散选址询问功能是询问机除了全呼叫询问之外，还具有指向选定飞机的选择性询问(点名询问)的能力。S模式应答机对全呼叫首次应答并被确认锁定后，在点名询问中只应答与本机地址相符的询问。离散选址与单脉冲技术相配合提高了对同步窜扰、非同步窜扰和多路径干扰的抑制能力，减少虚假目标，提高目标分辨率。在离散选址的基础上，可实现双向数据链功能。询问信号和应答信号是由同步脉冲和数据块组成，数据块有56 bit和112 bit两种，此数据块除传输根据询问要求作出相应的应答数据外，还能传输其他数据信息供空中交通服务(ATS)空地通信之用，这就是S模式数据链。

（撰写：薛文安　审订：周其焕）

S moshi yingdaji

S 模式应答机 mode S transponder S模式二次监视雷达的机载配套设备，能应答地面A/C模式二次监视雷达和S模式二次监视雷达询问机发出的所有模式的询问。对A/C/S模式全呼叫和S模式离散选址询问以脉位调制(PPM)脉冲作回答，对其他模式的询问则仍用脉幅调制(PAM)脉冲作回答。对S模式离散选址询问的应答码由同步脉冲和数据块组成，数据块有56 bit和112 bit两种，除对询问作出相应的应答外，还可传输其他数据信息，所以S模式应答机具有数据链功能。S模式应答机与交通告警与避撞系统(TCAS)配合工作，为飞机提供一种独立于空中交通管制雷达系统的避撞手段。S模式应答机与A/C模式应答机的天线、接收机、发射机功能相类似，主要区别是S模式应答机的处理单元较复杂，它既要对各种模式的询问进行识别作出应答，又要处理数据信息并通过接口与其他系统相连接。因此S模式应答机的核心是处理单元，它是一台专用计算机并配置相应的专用软件。

（撰写：薛文安　审订：周其焕）

S xing jiyi

S 形机翼 ogee planform wing 前缘为S形的机翼。英、法合作研制的“协和号”超声速客机就采用了这种机翼。其根部翼型的相对厚度可以特别小，后掠角很大的内侧机翼起边条的作用，在超声速飞行时能提供一定比例的升力，可减少此时的配平阻力，从而增大了飞机的超声速升阻比。由于外翼段的后掠角相对较小以及S形机翼内、外翼涡的有利干扰，还可改善飞机的低速飞行特性，再配合以复杂的机翼弯度和扭转变化，使飞机的亚声速升阻比也较大。



“协和”飞机的S形机翼

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

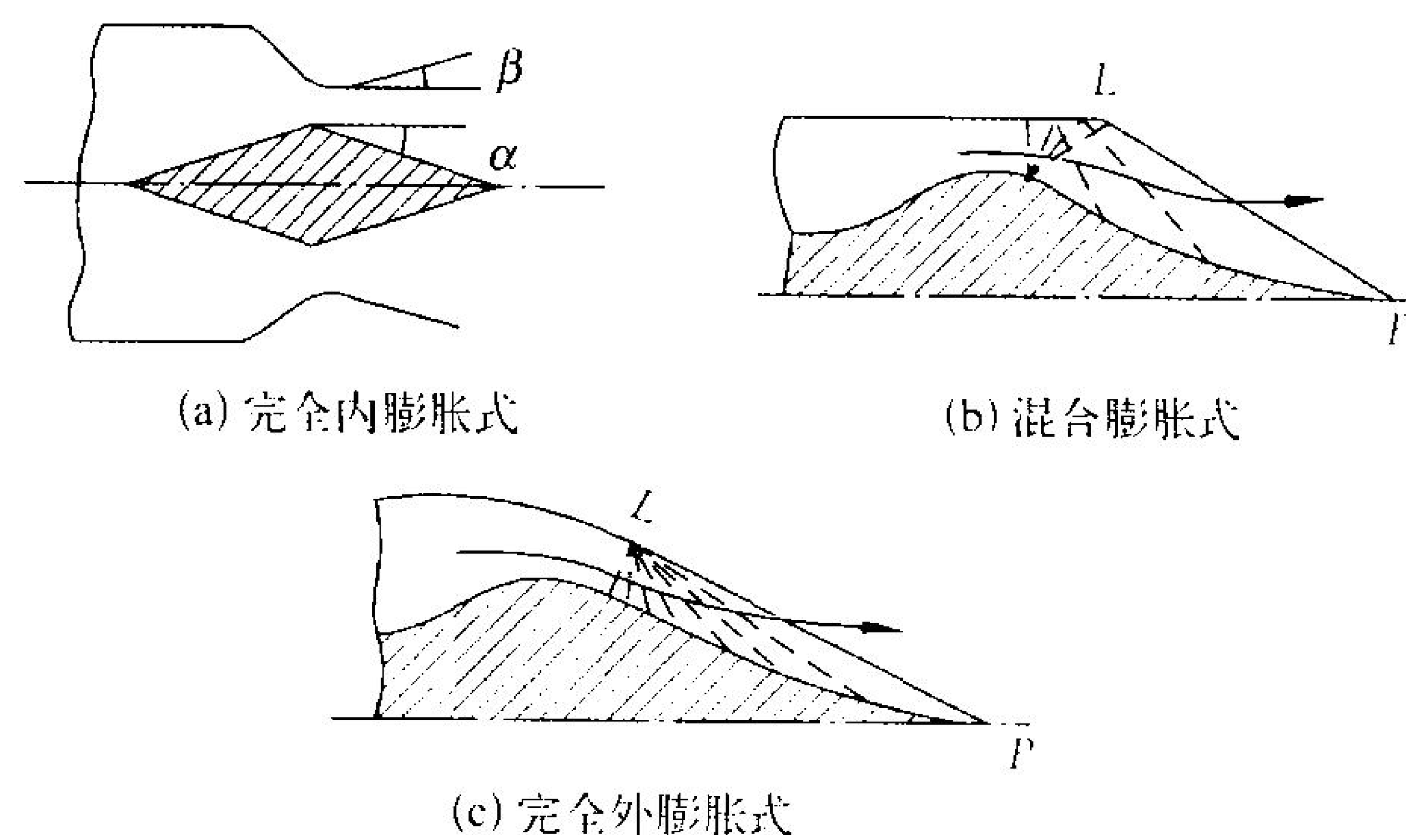
S xing jinqidao

S 形进气道 S-type inlet 内流路通道为S形弯曲的进气道。由于近代大多数军用作战飞机均采用两侧、翼下、腹部或背部布局的进气道，进气道进口轴线与发动机进口轴线不在一条线上，必须使进气管路按S形平滑转接。如S形在一平面内弯曲，称之为单S形通道；如S形在两个不同平面内弯曲，称之为双S形通道。S形进气道中气流流动较为复杂，将影响进气道出口流场的畸变程度，形成旋流畸变，增加损失。轴线偏心距离与进气道长度之比是衡量S形流路的重要参数。S形进气道能降低雷达反射信号强度，因此隐身飞机上都采用。

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

saishi penguan

塞式喷管 plug nozzle 带特殊型面塞体的一种超声速尾喷管。塞体的作用是使排气流由喷口流出后，可沿塞体型面继续膨胀加速。在设计膨胀比下，塞体尾顶点处恰好膨胀至外界大气压，而当喷管膨胀比低于设计膨胀比时，由于塞体的



不同类型的塞式喷管示意图

气流有效面积可自行适应而改变，可获得比一般的固定式收敛—扩张喷管为好的推力性能。当喷管膨胀比高于设计值时，塞式喷管的推力性能与收敛—扩张喷管差不多。塞式喷管一般可分为三种基本类型（见图）：(1) 完全内膨胀塞式喷管，喷管气流的超声速膨胀均发生在喷管内由塞体形成的环形通道中。(2) 混合膨胀塞式喷管，气流的超声速膨胀部分发生在喷管内部，部分发生在喷口外。(3) 完全外膨胀塞式喷管，气流的超声速膨胀完全在喷口外塞体型面上进行。塞式喷管按截面形状可以分为：轴对称、半圆和矩形等。由于塞体处于炽热燃气包围之中，冷却和调节均会有一定困难，使其应用受到限制。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

san ji weixiu

三级维修 depot maintenance 又称基地级维修、后方维修或工厂维修。由企业化维修工厂或制造厂承担的航空装备大修（翻修），是三级维修体制中最高层次的维修。大修的传统做法是全面分解后彻底翻修。按照以可靠性为中心的维修理论，这样收效不大。现在以最高等级的定期检查来代替传统的翻修，其内容由以可靠性为中心的维修分析确定。



战斗机作三级维修

（撰写：王立群 审订：甘晓华）

san ji weixiu shebei

三级维修设备 depot level support equipment 进行三级维修（即大修）所需的和作为其辅助手段的各项设备的统称。三级维修设备配属于航空修理工厂。主要包括：国家或各工业部门的标准型号设备或其统一目录内的通用、专用设备，以及航空修理工厂自行设计、制造、采购或改造的各种专用维修、生产和试验设备等。它们用于航空装备的大修、较复杂的改装、零备件的制作等。（撰写：侯志刚 审订：王立群）

san ji weixiu tizhi

三级维修体制 three levels maintenance system 由3个级别的维修机构结合进行飞机维修作业的体制。各国的航空部门最常采用的维修作业体制。3个层次的维修级别是：一级维修，维修能力最弱；二级维修，维修能力中等；三级维修，维修能力最强。飞机的保养和预防性维修工作由以可靠性为中心的维修分析提出分别在哪些维修级别上进行；飞机的修复性维修工作由修理级别分析确定在什么维修级别上进行。（撰写：王立群 审订：甘晓华）

sanjiaoyi

三角翼 delta wing 见三角翼飞机。

sanjiaoyi feiji

三角翼飞机 delta-wing aircraft 机翼平面形状为三角形的飞机。常见的是后缘基本平直并切去部分翼尖的切尖三角翼飞机。三角翼飞机是20世纪50年代开始出现的，多用于超声速飞机，机翼前缘后掠角60°左右，展弦比略大于2.0，机翼相对厚度约4%。从空气动力学的角度看，三角翼的优点是超声速阻力小，从亚声速过渡到超声速时机翼压力中心向后移动量小，这对舵面配平有利。无尾飞机和鸭式飞机配平能力比正常式飞机差，所以基本上都采用三角翼。三角翼飞机的机翼在结构承载方面也非常有利，这种机翼能使半翼气动中心更靠近机翼根部，因而机翼根部的弯矩载荷小。同时翼根弦长很长，在机翼相对厚度一定的条件下，机翼根部绝对厚度大，使机翼结构材料分布合理，因此机翼重量轻、刚度好。此外，机翼根部容积大，有利于收置起落架，安放燃油和其他设备。超声速三角翼飞机由于机翼展弦比比较小，亚声速飞行时的升阻比低，亚声速巡航特性不好。此外，小展弦比的三角翼只在大迎角下才有足够的升力系数。飞机着陆时，为了不妨碍驾驶员观察前下方的跑道，机头不能抬得过高，即飞机迎角不能很大，所以三角翼飞机的着陆性能较差。（撰写：乔新 修订：赵群力 审订：顾诵芬）

san lei jishu ziliao

三类技术资料 the third class technical data 用户在正常使用和维修之外所需要的技术资料。属选择配备的资料。如：《空勤人员培训教材》、《地勤人员培训教材》等。它相当于美国民用《航空产品技术资料编写规范》(ATA 100) 中的第三类资料——选择配备的资料。这类资料由使用方指定。其编审与交付，一般由使用方与承制方签订的合同规定，也可在型号的《装备综合保障工作计划》中明确。其编制费用一般按合同单独支付。各型飞机三类技术资料的具体项目，由使用方和承制方的合同规定。

（撰写：胡成立 审订：王立群）

san wei liudong

三维流动 three-dimensional flow 又称三元流动。流体的速度、压力等变量依赖于三个空间坐标的流动。一般的实际流动都是三维流动，例如绕有限翼展机翼、机身及翼身组合体的流动。用三个空间坐标作为自变量来描述的三维空间内的流体流动。随着压气机结构要求更加紧凑的发展趋势和小轮毂比、高马赫数、大载荷级的采用，使得压气机中的实际气流流动与简化二维流动之间的偏差增大。为了得到这种实际流动的物理上的描述并相应地发展设计技术，必须把流动方程的更为完善的解用到设计方法中去。目前比较通用的是流线迭代法和矩阵通流法。我国吴仲华教授于20世纪50年代初期提出了比较完整的三维流理论、方程及其解法，用两类不同的 S_1 与 S_2 相对流面交叉迭代的数学上的二维解法来间接求解三维流动问题，并于1975年发表了非正交曲线坐标系下的 S_1 与 S_1 相对流面理论。

由于计算流体力学和电子计算机的发展，人们已在应用欧拉方程和纳维—斯托克斯方程直接求解三维流动问题（外流、内流和内外流联合求解问题）。

（撰写：李志广 黄明恪 审订：张仲寅）

sanyimian feiji

三翼面飞机 three-surface aircraft 机翼前面有前翼，后面

又有水平尾翼的飞机。三翼面飞机可以被看成是一种在常规布局基础上增加一个前翼配平面而成的飞机。前翼不仅可提高飞机的配平能力，而且可当作理想的直接升力控制面。相对“鸭式飞机”而言，飞机机翼后缘可不受限制地安装襟翼。理论上，鸭翼和后置平尾配平升力方向相反，互相抵消，可使飞机配平阻力减小。俄罗斯的苏-37飞机就采用了这种布局方式(见图)。由于增加了一个翼面，必然使飞机摩



采用三翼面布局的苏-37战斗机

擦阻力和干扰阻力增大，使结构复杂，重量增加。目前三翼面飞机的布局形式还应用不多。

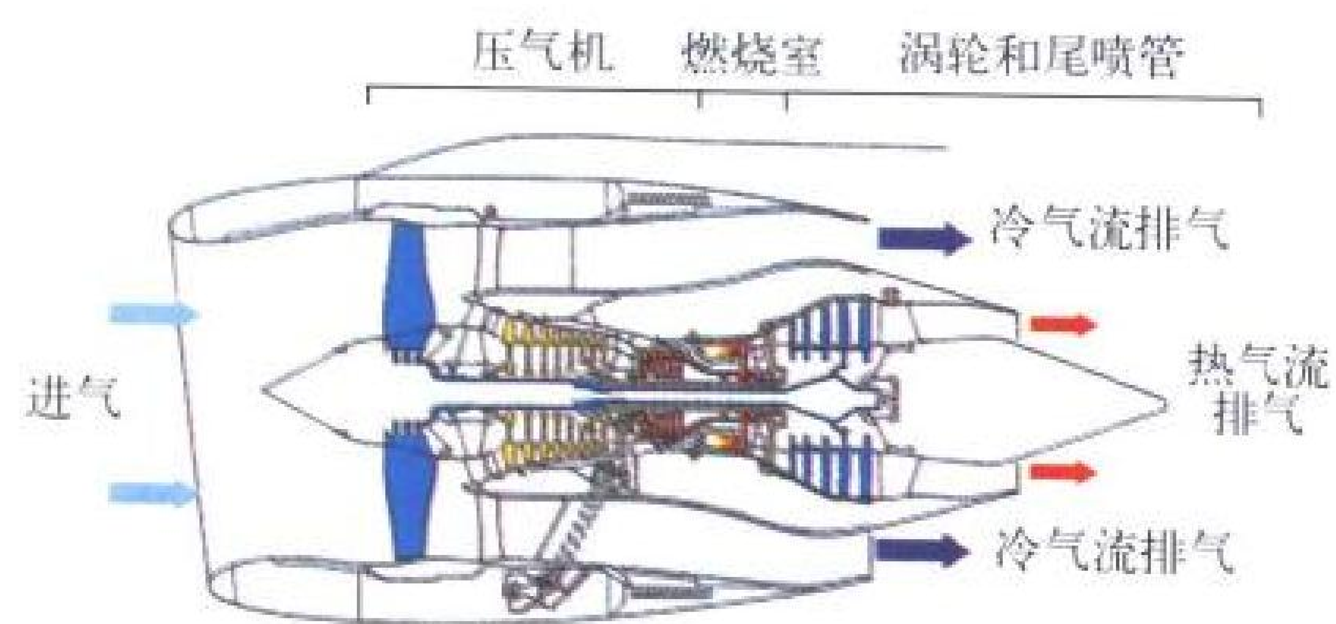
（撰写：张克明　修订：赵群力　审订：任源博）

san yuan jinqidao

三元进气道　three-dimensional inlet　又称三维进气道。进口截面为圆形、椭圆形或其他复杂形状的进气道。三元轴对称进气道是最为简单的一种，其结构受力条件较好，在气动上避免形成角区流动，从进口至发动机的流路过渡较方便。但轴对称进气道一般只能应用于飞机头部布局和吊舱布局，对于两侧和腹部布局的进气道，有时需要采用半圆形、1/4圆形或其他复杂形状的进气道，以满足飞行器总体气动布局和结构设计的要求。　（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

sanzhuanzi fadongji

三转子发动机　triple spool engine　有三个只有气动力联系的且具有同心轴转子的燃气涡轮发动机(见图)。其工作原理与结构特点与双转子相对于单转子相同。目前，只有少数几



三转子发动机示意图（罗·罗公司提供）

种涡轮风扇发动机采用这种结构。罗·罗公司在三转子设计技术方面特别见长。第一种实用的三转子发动机是罗·罗公司的RB211民用高涵道比涡轮风扇发动机。在此基础上，又发展出了遄达系列发动机。其他还有英、德、意三国联合研制的RB199军用加力涡轮风扇发动机，前苏联的D-18T、D 36、D 436民用高涵道比涡轮风扇发动机，以及美国联信公司的ATF 3齿轮传动涡轮风扇发动机。它们的总增压比都在20以上。　（撰写：方昌德　审订：陈　光）

sanbingsan

伞兵伞　troop parachute　空降作战人员用的降落伞。空降兵跳伞时常携带数十千克的武器弹药，故伞衣面积较其他的人用伞大，着陆速度不超过5 m/s。没有或有很小的水平速度和操纵性，以保证大批人员跳伞时不致空中相撞和便于着陆集中。伞兵伞目前正朝两个相反方向发展：(1) 低空伞兵伞：用于大批人员空降。最低使用高度为100 m(甚至80 m)，使飞机低空飞行避开雷达搜索，减小被敌杀伤的可能性，增加空降密集度。通常是由3个面积约30 m^{2}的小伞组成的多伞，并不带备份伞。(2) 高空伞兵伞：空降受过训练的突击小分队。最大使用高度达10 km。主伞和备份伞均为冲压式翼伞。　（撰写：吴汝章　审订：袁修干）

sanjiang

伞降　paradrop　见空降。

sanyiji

伞翼机　parawing　以伞翼为升力面的重于空气的固定翼航空器。伞翼位于全机的上方，用纤维织物制成的伞布形成柔性翼面。翼面一般由左、右对称的两个部分圆锥面组成。伞翼的平面形状可由充气骨架或铝管保持，利用迎面风吹鼓伞布，自然形成产生升力的翼面。伞翼使用方便，可以快速装配和收叠存放。20世纪50年代初期最早出现的伞翼机是用



伞翼机

绳索把载荷系留在伞翼的下方，形如降落伞。但伞翼和降落伞的工作原理根本不同。伞翼的织物不应透气，以便具有与正常机翼类似的气动特性。伞翼本身的升阻比较低，一般只有10左右。伞翼机依有无动力分为伞翼滑翔机和动力伞翼机(即伞翼飞机)。初始的伞翼机是在伞翼(悬挂)滑翔机上安装一台小型发动机，装上起降用的轮子、两或三个方向的操纵装置和座舱，便成为一种超轻型飞机。伞翼机结构简单，重量轻，可在18°～30°的迎角(相对于龙骨的迎角)下安全飞行，最大速度一般不超过70 km/h，转弯半径可小到30 m以下，操纵简单，空中停车后仍有一定滑翔能力，适合低空作业。它起飞和着陆滑跑距离短，只需100 m左右的跑道。由于伞翼为柔性翼面，不宜在0℃以下温度作穿云飞行，因此伞翼机的飞行高度一般不超过2000 m。伞翼机翼面大，翼载仅100 Pa左右，不适合在2级以上的侧风中起飞和着陆。伞翼机可用于低空农林作业、查线、探矿、水文测量、运动和娱乐。　（撰写：俞公诏　审订：赵群力）

saomiaoxing hongwai jiaopingmian zhenlie

扫描型红外焦平面阵列　scanning IRFPA　见电子卷。

shashang zhadan

杀伤炸弹 fragmentation bomb 见兵器卷航空杀伤炸弹。

shashang zhandoubu

杀伤战斗部 fragmentation warhead 利用猛炸药爆炸能使杀伤元素获得动能而杀伤目标的战斗部。由炸药装药和产生杀伤元素的构件组成。杀伤元素有破片和杆等。可分为破片式、连续杆式和离散杆式等类型。

破片式杀伤战斗部的主要威力参数有杀伤半径、有效破片总数、有效破片密度(在杀伤半径处)和平均重量、90%破片飞散角及方位角、破片平均初速度。连续杆式杀伤战斗部的主要威力参数有连续杆的理论杀伤半径、有效杀伤半径、连续杆初速度、连续杆飞散方向角及在有效杀伤半径上的切割率和杆的连续性等。

杀伤战斗部主要通过杀伤元素撞击、击穿、引燃、引爆和切割贯穿等作用杀伤目标。在近距离内炸药爆炸形成的冲击波对目标也有一定破坏作用。杀伤战斗部是战斗部的主要类型，对于空中、地面活动的低生存力目标及有生力量具有良好的杀伤效果。 （撰写：施广水 审订：王祖典）

shabao

沙暴 sandstorm 又称尘暴。由风挟带大量沙尘、干土而使空气混浊甚至天昏地暗的现象。沙暴造成的能见度恶劣程度取决于风速大小和地表状况。沙暴对飞行安全危害极大，应及时避开，免遭其害。

（撰写：王学永 修订：王吉昌 审订：薛顺来）

shache huapao juli

刹车滑跑距离 brake running distance 飞机着陆滑跑过程中，从开始刹车到飞机速度降至20～30 km/h所滑跑过的距离。随着刹车系统性能的提高，刹车滑跑距离也在不断地缩短，有些高速歼击机刹车滑跑距离只有500～600 m。

（撰写：张燮年 审订：杨燕生）

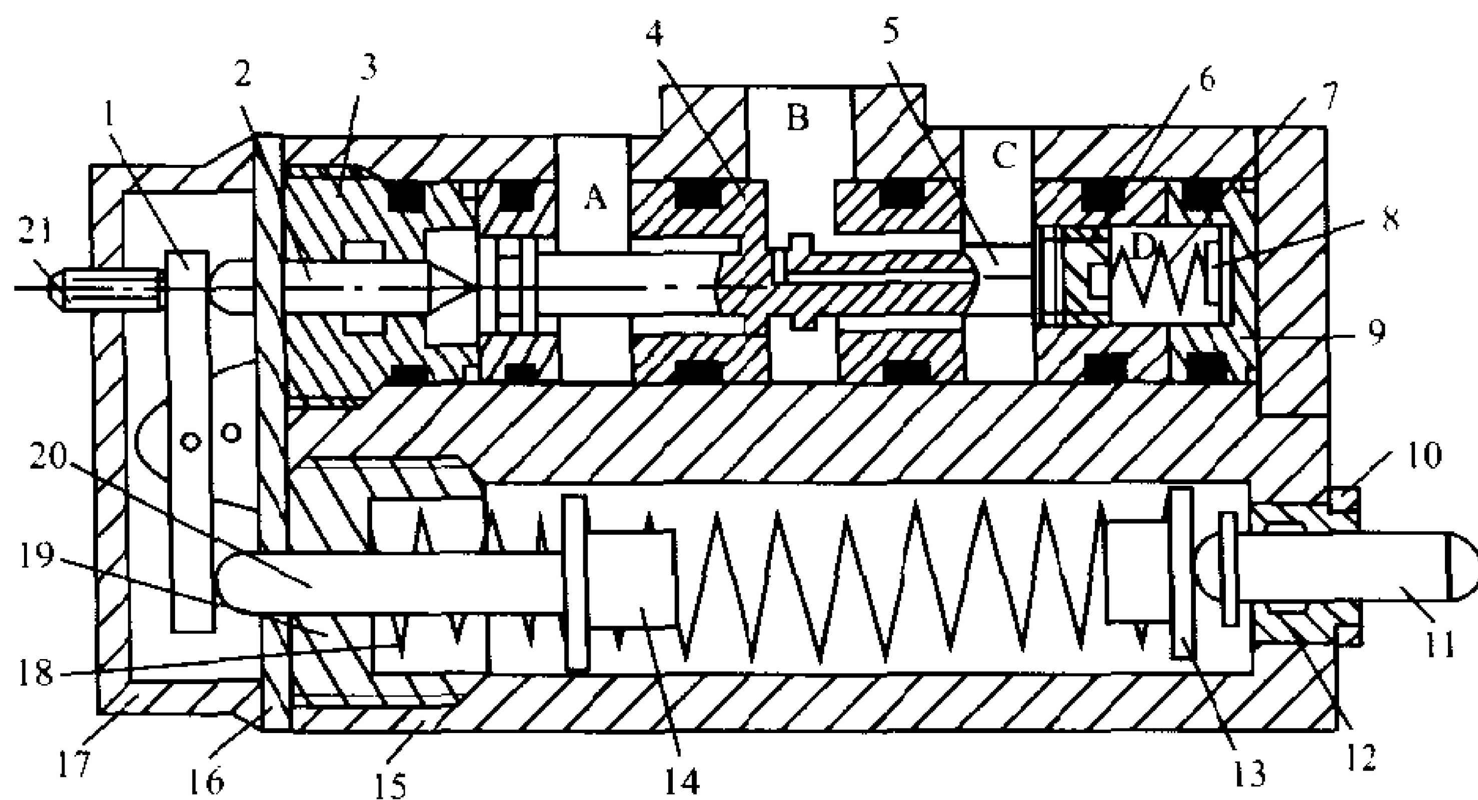
shache huapao shijian

刹车滑跑时间 brake running time 飞机着陆滑跑过程中，从开始刹车至飞机速度降为20～30 km/h所用的时间。一般歼击机的刹车滑跑时间只有15～30 s。刹车滑跑时间取决于减速装置使用的次序和程度、刹车的始末速度、飞机重量、结合系数、发动机慢车推力、飞机升力、机场海拔高度、环境温度及刹车系统效率等。

（撰写：张燮年 审订：杨燕生）

shache kongzhifa

刹车控制阀 brake control valve 又称减压阀。按驾驶员施加的操纵力大小成比例地输出给定刹车压力的附件。依照工作介质不同分为气压刹车控制阀和液压刹车控制阀。典型的构造如图，当操纵力作用于顶杆11时，通过调压弹簧14、导向座20和摇臂1、推杆2使阀芯5右移，高压油液从进油腔A进入刹车腔B，并通过阀芯上的阻尼小孔流入反馈腔D，在阀芯右端产生反馈力。随着反馈力的不断增加，将推动阀芯逐渐向左移动，直到阀芯中间凸肩将进油腔A与刹车腔B隔断，反馈力与操纵力平衡，阀芯处于平衡状态。操纵力减小时，阀芯向左移动，使刹车腔B与回油腔C相通，刹车腔B的压力因回油而减小。



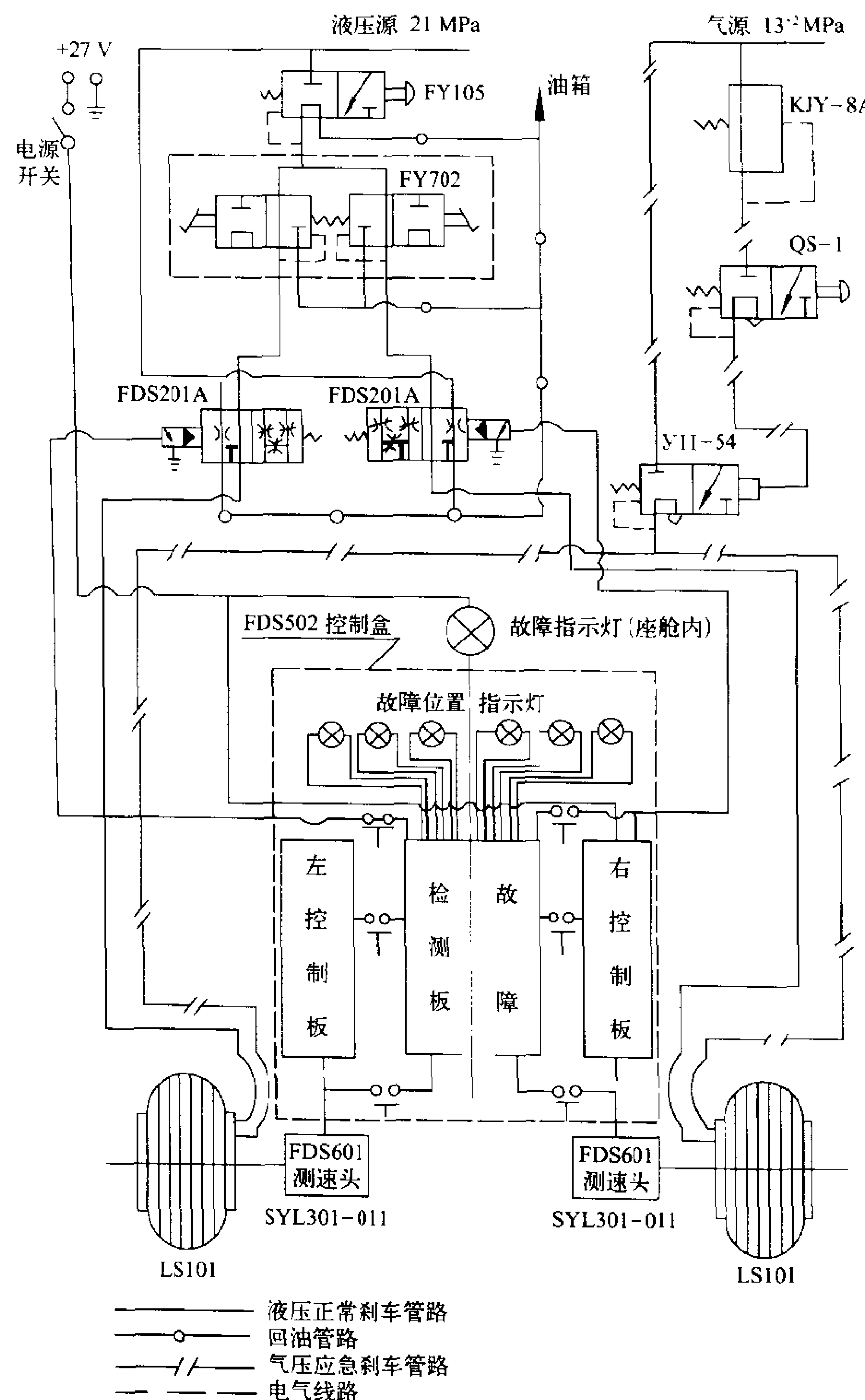
典型刹车控制阀原理图

1—摇臂；2—推杆；3—导管；4—阀套；5—阀芯；6—阻尼孔；7—弹簧；8—弹簧座；9—衬套；10—螺帽；11—顶杆；12—螺母；13—座；14—调压弹簧；15—壳体；16—刹车支板；17—盖；18—回力弹簧；19—压紧螺母；20—导向座；21—螺钉；A—进油腔；B—刹车腔；C—回油腔；D—反馈腔

（撰写：胡枫梧 审订：杨燕生）

shache kongzhi xitong

刹车控制系统 brake control system 飞机制动控制装置和防滑控制装置的总称。用于制动机轮。从功能上可分为：(1)飞机着陆刹车：利用机轮刹车吸收飞机着陆时的动能，即增加机轮与跑道间的阻力，使飞机减速以缩短其着陆距离。(2)



典型刹车控制系统构成示意图

牵引刹车：飞机由机动车辆牵引滑行时的机轮刹车。由于此时飞机发动机已停车，故一般利用机上的冷气瓶或手摇泵使蓄压器贮能作为动力源。(3) 停放刹车：飞机停放时的刹车，通常的方法是停放之初施加一定刹车压力，然后用电磁阀关断回油路，同时由蓄压器对少量泄漏给予补充（一般可维持 8～24 h)。(4) 起落架收上刹车：用于起飞之后起落架收入起落架舱之前使机轮停转，防止高速转动的机轮产生振动或碰撞周围结构，通常由起落架舱内的一个位置电门控制。从系统使用时机可分为：(1) 正常刹车系统；(2) 应急刹车系统。从系统工作介质可分为：(1) 液压刹车系统：用飞机液压系统的液压油作为工作介质，因液压油可压缩性小，可使刹车灵敏、响应快，使防滑控制获得较高的刹车效率。(2) 冷气刹车系统：以压缩空气作为工作介质，系统结构简单、重量轻、不易燃烧且较经济；缺点是因空气的可压缩性较大，致使系统响应缓慢，对提高刹车效率不利。在现代飞机上这种刹车系统一般仅用于应急刹车及牵引刹车。从控制方式上还可分为：控制刹车系统、自动刹车系统、电传刹车系统及余度刹车系统。现代飞机的刹车控制系统包含刹车控制和防滑控制两部分（参见*防滑刹车系统*)，一般由刹车控制阀、刹车分配阀、机轮速度传感器、电—液伺服阀、刹车防滑控制盒组成。新型刹车控制系统还备有机内自检设备 (BITE)，可随时对系统进行检测。如发现故障则及时告警，并把故障隔离到外场可更换单元 (LRU) 级。（撰写：胡枫梧　审订：杨燕生）

shache liju

刹车力矩　brake torque　又称制动力矩。机轮刹车时由刹车装置产生的阻止机轮滚转的力矩。它是刹车机轮设计的关键参数之一，不仅是确定刹车装置结构参数的依据，而且直接影响起落架、轮胎、轮毂的结构强度；也是计算飞机滑跑性能（减速性能、滑跑距离、滑跑时间、吸收能量等）的主要参数。使用中可按机轮的运动状态分为静刹车力矩和动刹车力矩两种。(1) 静刹车力矩：机轮与地面间无相对运动时刹车装置所提供的刹车力矩。(2) 动刹车力矩：飞机滑跑时机轮刹车装置所提供的刹车力矩。刹车过程中刹车力矩随时间（或速度、距离）变化曲线的最大值称刹车力矩峰值（或称峰值扭矩)，是考验强度的指标。通常规定实际峰值不大于 0.8 PR（P 为飞机最大设计总重时的机轮垂直载荷；R 为机轮力矩半径)。刹车力矩变化曲线中最大力矩与最小力矩之比称刹车力矩峰比。为了刹车过程平稳，力矩峰比值不超过 2。随着摩擦材料性能的提高，峰比值也相应下降，碳—碳摩擦材料的力矩峰比小于 1.5。平均刹车力矩与最大刹车力矩的比值称稳定系数。稳定系数越大，刹车越平稳，目前摩擦材料的稳定系数在 0.6～0.9 之间。（撰写：张燮年　审订：杨燕生）

shache nengliang

刹车能量　braking energy　又称刹车动能。刹车装置制动飞机所吸收的能量。为了缩短着陆距离，飞机可使用各种减速装置，如阻力伞、发动机反推力装置、地面拦阻装置、减速板、刹车装置等。机轮刹车能量的大小与飞机动能、减速装置的性能和使用次序有关。飞机高速滑跑时，减速板、反推力装置、阻力伞等效果好；中、低速滑跑时，机轮刹车效果好。一般，当飞机主轮触地后就自动抛出阻力伞或使用减速板和反推力装置等，待前轮接地后才使用机轮刹车。几十年来，飞机着陆动能增长很快，同样尺寸的刹车装置，20 世纪 80 年代吸收的能量比 50 年代吸收的能量增加 1～1.5 倍，应急情况下吸收的能量增加 2～2.5 倍 。如果同样的刹车装置想要吸收更多的刹车能量，除提高刹车装置的设计水平外，还要设法提高刹车盘材料可用的体容温度。

（撰写：张燮年　审订：杨燕生）

shache sudu

刹车速度　brake speed　允许使用机轮刹车时飞机的滑跑速度。机轮刹车速度最大值要受吸收动能和刹车功率的限制，通常小于飞机的着陆速度。在刚着陆时，飞机升力较大，机轮受载较小，轮胎与地面结合力矩也小，刹车效果不好。为此，一般飞机着陆后，扰流板就打开，升力突降，使刹车效果提高。阻力伞的气动阻力与飞机速度平方成正比；发动机的反推力装置在飞机高速状态下效果明显。为了充分发挥减速装置的作用，保证较大减速率，缩短着陆滑跑距离，当飞机主轮触地后，在滑跑高速区打开阻力伞或反推力装置，前轮着陆后，才使用机轮刹车。现代军用飞机着陆速度约为 280～320 km/h，其刹车速度约为 250～280 km/h。

（撰写：张燮年　审订：杨燕生）

shache xiaolü

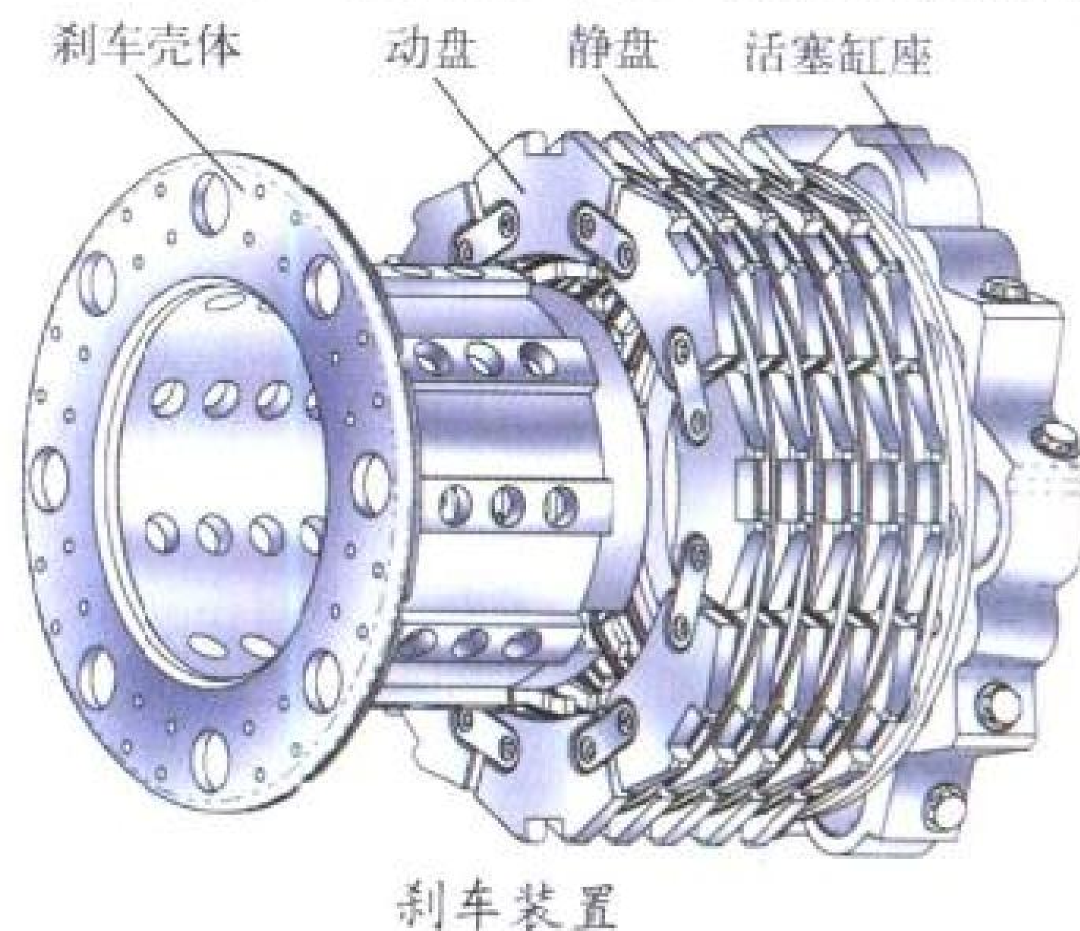
刹车效率　brake efficiency　又称结合系数效率。飞机刹车过程中，实际利用的结合系数（结合力或结合力矩）与理论上最大的结合系数（结合力或结合力矩）之比。它是评定防滑刹车系统性能的一个综合性指标。早期飞机使用的开关式惯性防滑刹车系统，其刹车效率约 50%～60%，现代飞机使用的电子防滑刹车系统其刹车效率高达 90% 左右。评定刹车效率的另一种方式是采用“距离效率”，即理论上可得到的最短刹车滑跑距离与实际测得的距离之比。影响刹车效率的主要因素有：刹车系统的控制原理、系统各部件的品质，同时也与起落架以及轮胎结构有关。（撰写：张燮年　审订：杨燕生）

shache yali

刹车压力　brake pressure　飞机产生负加速度或刹车时所需的系统压力，或在机械刹车情况下所需的机械力。刹车系统工作时应不断地调节刹车压力，使刹车力矩与结合力矩相当，充分利用地面结合力矩，以便提高刹车效率。刹车压力一般包括：(1) 正常刹车压力：使刹车装置开始进入刹车状态所需的刹车压力；(2) 最大刹车压力：对应于机轮最大刹车力矩的刹车压力。（撰写：张燮年　审订：杨燕生）

shache zhuangzhi

刹车装置　brakes　利用摩擦来制动机轮转动的部件。装于轮毂内并与起落架的轮轴相连。在飞机减速措施中除阻力伞



刹车装置

S

或反推力装置外，机轮刹车装置起主要作用。它吸收飞机大部分水平动能，并实现转弯或滑跑时纠偏，还能完成在停机坪上刹住飞机来试发动机等功能。按结构形式可分为弯块式、软管式和盘式刹车装置3大类。弯块式刹车装置（又称蹄式刹车装置）因其摩擦面积小（即刹车力矩小）及磨损不匀而被淘汰。软管式刹车装置（又称囊式刹车装置）尽管比弯块式刹车装置好，但刹车力矩小及胶囊易爆，也被淘汰。目前应用的是盘式刹车装置，它是由一对或多对动、静刹车盘组成的摩擦偶，利用活塞缸座内压力驱动活塞产生轴向力压紧对偶，产生刹车力矩来制动机轮。其主要部件包括：(1) 刹车壳体；(2) 动盘；(3) 静盘；(4) 活塞缸座；(5) 磨损指示杆；(6) 自动调隙机构等典型构成如图所示。

（撰写：库玉鳌　审订：杨燕生）

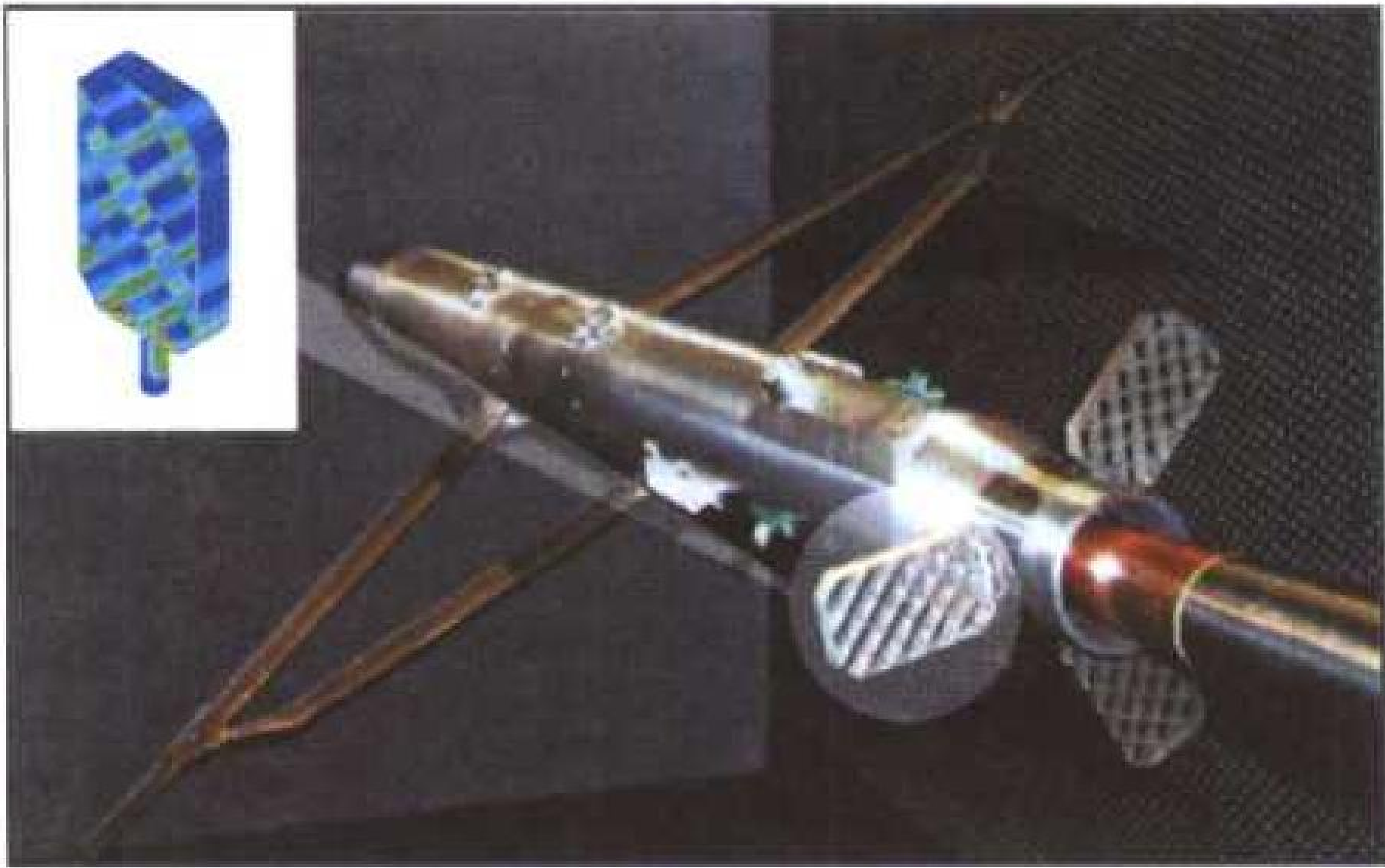
shache zhuangzhi refenxi

刹车装置热分析　brake thermal analysis　简称热分析。通过理论计算和试验验证进行刹车热对刹车装置零件的应力、变形与影响的分析。由于刹车过程很短（一般在15~30 s之间），刹车盘上必然产生很大的温度梯度，同时在多次重复使用中存在热疲劳，致使刹车盘出现收缩、翘曲及裂纹，甚至断裂，导致刹车失效。因此，热分析工作很重要。

（撰写：库玉鳌　审订：杨燕生）

shangeyi

栅格翼　lattice-fin, grid-fin　一种由众多的栅格板镶嵌在翼面边框内形成的多翼面机翼。栅格板的弦长比边框的尺寸要小得多，形成大展弦比。栅格板在翼边框内可以采用任意布局，但基本的布局形式有框架式和蜂窝式。后者又可分为正置蜂窝和斜置蜂窝式。其中斜置蜂窝式是应用最为广泛的布局形式。与常规设计的单机翼相比，栅格翼不仅在亚、跨、超声速气流中都是更为有效的升力面，在大迎角及高马赫数的超声速气流条件下升力特性更优，而且作为操纵面，其铰链力矩很小。它还具有强度—重量比高、重量轻、尺寸小等



典型的栅格翼设计图与装有栅格翼的美空军小型灵巧炸弹

优点，但阻力大。栅格翼目前已广泛用作导弹、炸弹等的安定面和操纵面（见图），并且可以顺气流折叠，便于飞机携带。

（撰写：赵秀丽　审订：顾诵芬）

shanyi

扇翼　glove vane　在一些变后掠翼飞机上，为避免后掠角增大时全机气动力中心后移而设计的一种可收放的小翼面。扇翼通常位于机翼根部前缘处。当机翼活动翼部分处于小后掠和中等后掠角位置时，扇翼收入机翼根部前缘内；活动翼转到大后掠角位置时，扇翼放出，形成一个位于飞机前部的附加升力面。它产生的升力可部分减少因机翼后掠角增大引起的升力后移，避免气动力中心的过大移动。

（撰写：卫本琦　修订：赵秀丽　审订：任源博）

shangyong huojia chanpin

商用货架产品　commercial off-the-shelf (COTS) product　可以从市场上采购的现成产品（和技术）。COTS是在1994年美国国防部对其采购政策作修改后被广泛使用的缩写词，泛指商业上现成的、流行的产品和技术。以往军用系统、特别是航空航天系统，由于要求高，所以都按自己的标准研制专用产品，价格昂贵。随着“经济上负担得起”、“持久性”等问题日益突出，同时，COTS产品和技术也越来越先进，不少COTS产品在采取一定措施之后也可满足上述领域中的高要求。这样，就促成了美国国防部在采购中允许和提倡使用COTS产品和技术。接着，不少公司和厂商也瞄准了上述领域，对COTS产品和技术采取一定措施之后形成了适合军用的COTS产品和技术。

（撰写：陈德鸣　审订：龚世明）

shang

熵　entropy　物质系统的一个属性，表征系统内可用能量的大小，常用符号s表示。按定义$ds=dq/T$，意思是如果系统的绝对温度为T，则当系统和外界有微量热交换dq（包括粘流因粘性内摩擦而产生的加热）时，系统的熵就有相应的微小变化ds。常用熵的变化来说明热力过程的不可逆性，并以此作为某一过程在物理上能否实现的一个判据。例如根据热力学第二定律，在孤立系统绝热过程中熵绝不会减小，从而判明在完全气体中激波只能在超声速气流中而不能在亚声速气流中出现。

熵在空气动力学中是一个很有用的参数。对于边界层、激波以及尾流外部的流动，一般均可视为熵值不变的等熵流动，从而可使问题的处理大为简化。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

shangceng

熵层　entropy layer　在钝头体的高超声速绕流流场中，气流通过离体弓形激波的倾角变化很大的那段激波时，它在波后的熵值增量变化得也很大，构成一个横向熵值梯度很大的一层流体，称为熵层。在该层中，流动的旋度相应也很大，它是激波后流动中的一个特殊部分。熵层和物面边界层的发展相互有影响。气流向物体后部流去后，熵层也构成尾流的一部分。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

shangtiaojian

熵条件　entropy condition　对满足初始条件的双曲型偏微分方程柯西问题的弱解，为保证其解是唯一的（称为物理解），在间断面上必须满足的熵增的跃变条件。

（撰写：航　标　审订：李椿萱）

shangfanjiao

上反角　dihedral angle　翼面基准（如翼弦平面）与垂直于机体对称面之平面的夹角。机翼上反角通常用1/4弦线或前缘来代表其上反特性，称之为“1/4弦线上反角”，或“前缘上反角”。机翼的上反角为飞机提供了横向稳定性。当飞机受扰突然倾斜时，侧滑速度在下倾一侧机翼上有一向上的

垂直于翼面的相对速度分量，使该机翼的有效迎角增大，升力增大；而另一侧机翼的有效迎角减小，升力也减小，两者形成一与倾斜方向相反的滚转力矩，此力矩有使飞机恢复受扰前姿态的趋势。上反角一般不大，通常不超过 10°。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

shebeicang

设备舱　equipment bay　飞机上用来装置各种机载设备的专用舱。为了易于设备的维修和更换，舱内的设备在设计上通常尽量安排在可达性较好的位置，舱门应能快速固定及卸下。由于有的设备在工作过程中会消耗大量的电，并以热能的形式散发出来，所以设备舱还应进行冷却。

（撰写：冯元生　审订：赵秀丽）

shebei lengque xitong

设备冷却系统　equipment cooling system　给电子、电器及其他控制设备提供冷源的系统。飞机空气调节系统的分系统之一。用于设备冷却的冷源有：飞机冷却系统提供的冷空气、冲压空气、座舱排气、燃油、贮存式冷源（水、液氮等）以及半导体制冷和低温热管等。飞机上广泛采用空气循环和蒸发循环冷却系统提供的冷空气对电子设备进行直接通风冷却。来自外部装置的冷空气直接引入设备，并按预定要求控制气流方向和分配流量，气流流经设备时带走热量，达到冷却的目的。它与座舱空气调节共用一个制冷系统，结构简单。特别适用于装有大量电子设备的高速军用机。飞行速度不大时，用冲压空气或冲压涡轮即可提供冷却。利用座舱排气冷却设备，可以大大节省能耗且系统设备简单、工作可靠。液体介质（燃油、水—氨混合液、甲醇等）的放热系数和比热远大于空气，当需冷却的设备的功率很大时（如：雷达、多功能电子吊舱等），可利用冷却液直接流过发热的电子元件或通过换热器吸收设备热量，再由冷却液通过另一换热器把热量排给外部冷源，达到循环冷却的目的。将大功率发射机以及安装紧密且单位体积发热量又很大的电子组合件浸没在冷却液中，利用冷却液受热蒸发带走热量，达到冷却设备的目的。此外，对电子设备中的局部发热区采用热电冷却或低温热管冷却也很有效。设备冷却系统除了提供足够的制冷量外，冷却介质的进、出口温度应予以限制，一般进口温度为 −18～30℃，出口温度为 38～71℃。当利用冷空气直接流经设备时，空气中不允许含游离水，且每千克冷空气中固体杂质含量不得超过 0.002 g，杂质颗粒不得大于 50 μm，95% 的杂质颗粒不得大于 20 μm。（撰写：邓铠清　审订：袁修干）

sheji feixing zhongliang

设计飞行重量　design flying weight　民用飞机计算飞行载荷和应力分析时所用的飞机重量，有最大设计飞行重量和最小设计飞行重量之分。最大设计飞行重量是由飞机强度和适航要求限制的飞行时的最大重量（除说明外，襟翼均为收起状态）。最小设计飞行重量由交付空机重量、最少空勤人员、最少服务装载、最少使用液体所组成，不含商载和可卸的使用设备。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

sheji fuhexing

设计符合性　compliance　指航空器、航空发动机或螺旋桨，包括它们所使用和安装的材料、零部件和机载设备的设计符合适航当局规定的适航标准和要求。为表明航空器、航空发动机或螺旋桨的设计符合性，应对适航当局为这些产品所确定的型号合格审定基础各条款中的要求进行符合性验证。验证方法按欧洲联合航空局（JAA）的推荐可细分为十类，它们是：设计符合性说明、设计评审、计算分析、安全性评估、实验室试验、全机地面试验、飞行试验、模拟试验、检查（含制造符合性检查）和设备鉴定。其中各类试验和试飞是主要的，而每一条款要求的符合性往往需要采用一种以上的验证方法来加以验证。型号合格证书申请人（法人）应在适航当局确定型号合格审定基础后立即与适航当局确定每一条款要求的符合性验证方法，并据此制定符合性验证计划。参见型号合格审定基础。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家尉）

sheji

射击　firing　弹丸在身管（枪管、炮管）内由火药气体或液体燃料燃烧气体推动加速运动后离开管口、射向目标的过程。空中射击是在飞机上由空勤人员用航空机枪（炮）实施的射击。

（撰写：张滋烈　审订：王祖典）

shesanpao

射伞炮　parachute mortar　简称伞炮。将伞包快速射离弹射座椅并展开救生伞的套筒式火药机构。由外筒、内筒、伞炮弹和电点火机构等组成。内筒下端和外筒上端分别与座椅和伞包相连接。由来自回收程序装置的电脉冲点燃伞炮弹，产生高温高压燃气推动外筒连同伞包向上射离座椅，最终从伞包里拉出伞衣。用伞炮开伞后到拉法开伞，有效地减小开伞动载。

（撰写：黄港溪　审订：袁修干）

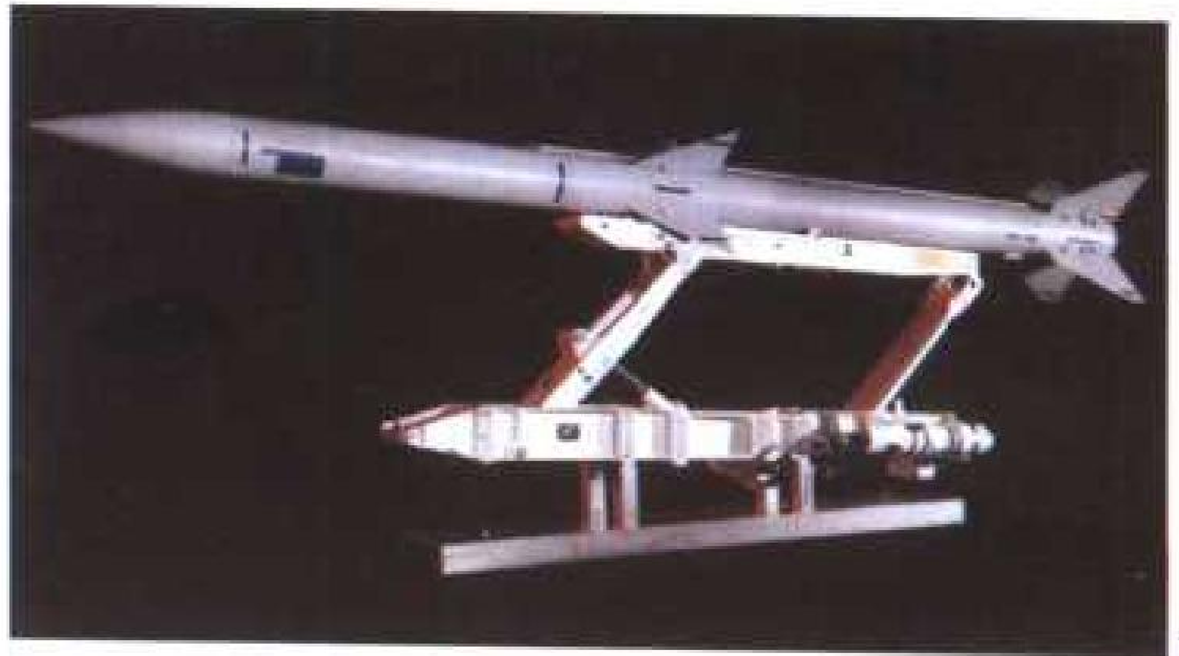
shesanqiang

射伞枪　parachute extractor gun　利用高速射出的弹头从伞箱中快速拖曳出降落伞以实现强制开伞的枪管式火药动力装置。有稳定伞射伞枪和救生伞射伞枪。主要由枪管、带环弹头、装弹体、射伞枪弹、锁弹机（击发机构）、支座等组成。为提高工作可靠性，常用双弹（一个装弹体中两个弹或两个装弹体）和双锁弹机。具有延时功能的射伞枪采用机械延时机构控制击发射伞枪底火时间或利用延期药控制底火击发后弹药点燃时间。击发方式有弹簧推动撞针的机械式和火药燃气驱动撞针的燃气式。通过支座安装在座椅导轨侧面伞箱旁。座椅应急离机后经一预定时间点燃射伞枪弹产生高温高压燃气，推动弹头以高速（80～160 m/s）从枪管中射出，将降落伞（稳定伞或救生伞）从伞箱中强制拉出、拉直并充气。它的采用提高了弹射救生的成功率，尤其是低空低速的救生。

（撰写：黄港溪　审订：袁修干）

shensuoshi fashejia

伸缩式发射架　retractable launcher　发射前连同导弹收入



伸缩式发射架

载机内，发射时伸出载机外的新型发射架。通常在载机采取保形外挂或机内悬挂时采用(见图)。为减少现代作战飞机的飞行阻力和雷达反射面积，各国重视发展这种新型发射架，美国已将其用于F-117和F-22隐身战斗机。

（撰写：高振声 审订：王祖典）

shengaopin shujulian

甚高频数据链 very high frequency data link (VDL) 工作在甚高频(VHF)频段的空地数据通信链路。它是优秀的视距通信系统，采用面向比特协议，与航空电信网(ATN)完全兼容。飞机通信寻址报告系统(ACARS)是早期的一种甚高频数据链，主要用于航务管理和航空行政管理数据通信，因采用面向字符协议，不能与ATN兼容。甚高频数据链是终端区空中交通管制(ATC)最主要的通信手段，应是以数据通信为主，数据语音兼容的系统。有多种技术方案可实现上述功能，其主要区别是调制方式和介质访问方式不同。优选方案为数据语音共用射频信道，带宽为25 kHz，调制方式为差分8相相移键控(D8PSK)，其速率为31.5 kbit/s，介质访问采用时分多址(TDMA)方式，每120 ms为一帧，每帧分为4个30 ms的时隙，每个时隙形成独立的双向空地电路，可通声码话，也可通数据。这样，原来一个信道相当被分成了4个信道，可以任意组合，从而同时通数据和通话。通话时用4.8 kbit/s声码器，话音帧长为20 ms或30 ms，话音操作仍用按下发话(PTT)半双工方式。数据通信用单信道半双工方式。此方案需地面站提供时间基准。

（撰写：薛文安 审订：周其焕）

shengchen yundong

升沉运动 rise motion 水上飞机在水面运动时，由于受到水动升力、气动升力、风浪等的作用，使水上飞机重心产生上升或下降的运动，也就是飞机重心位置随时间的变化过程。它和纵摇运动一样，是衡量起飞、着水稳定性的一个重要运动模态，一般通过模型试验测得。

（撰写：航 科 审订：刘秋爽）

shengjiangdai

升降带 take-off and landing zone 又称飞行地带。机场中供飞机起飞着陆的地带。通常是由跑道、侧保险道和跑道端安全区组成的长条形场地。参见飞行区，其图中的影印区为升降带。（撰写：王立群 审订：陈志伟）

shengjiangduo

升降舵 elevator 见水平尾翼。

shengjiang fuyi

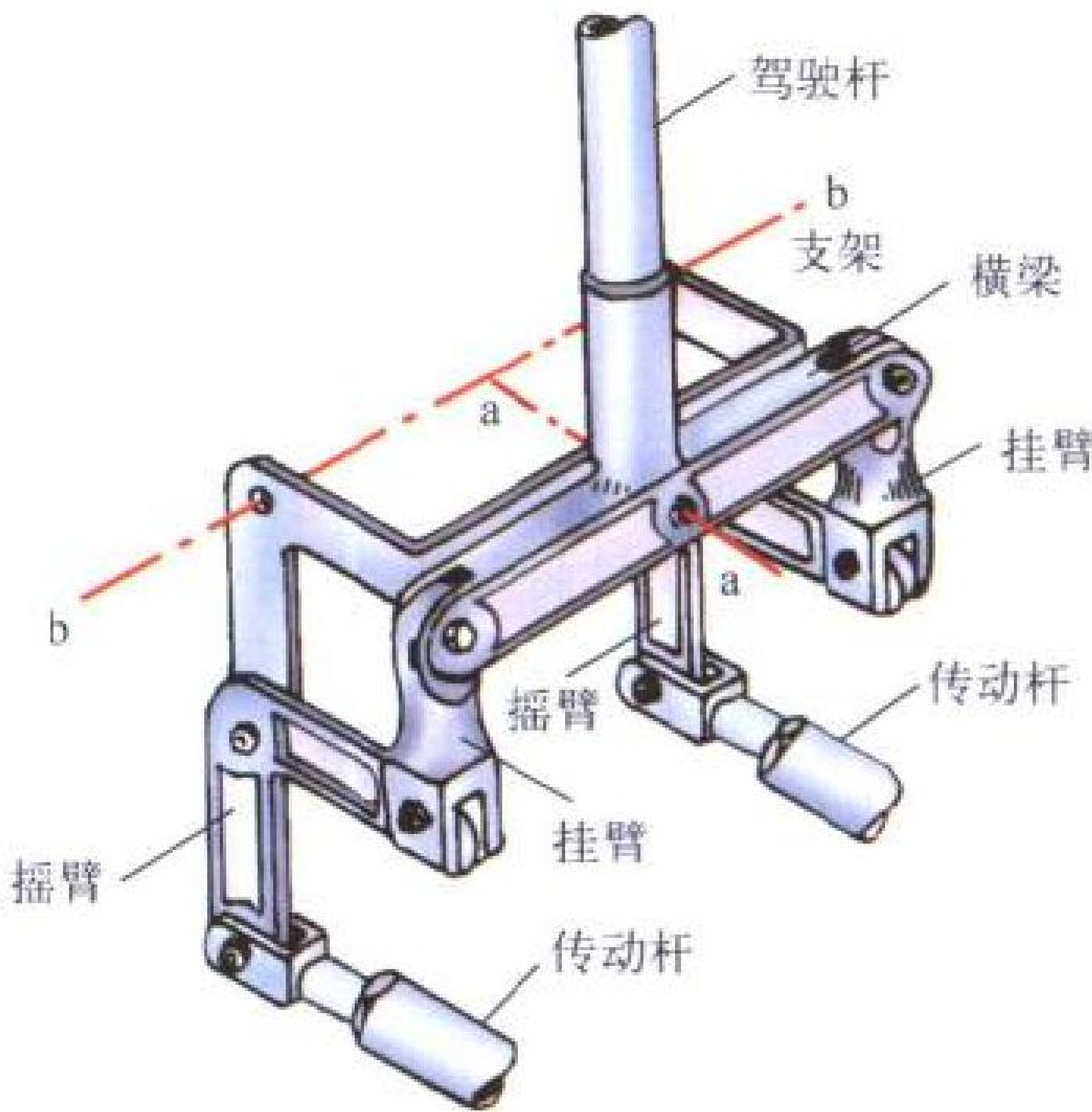
升降副翼 elevon 铰接在机翼后缘能同时实现飞机俯仰(纵向)和滚转操纵的主操纵面。升降副翼同时兼有升降舵和副翼的功能。左右升降副翼同向偏转时起升降舵的作用。左右反向或差动偏转时起副翼的作用。升降副翼广泛用在无尾飞机上。在一些鸭式布局飞机上，鸭式前翼不起操纵配平作用时，也用升降副翼作为俯仰和滚转操纵面。通常为了使飞机具有足够的操纵能力，机翼的全部后缘都设计成升降副翼。（撰写：卫本琦 修订：赵秀丽 审订：任源博）



升降副翼工作原理

shengjiang fuyi caozong

升降副翼操纵 elevon control 驾驶员推杆或拉杆时左右升降副翼可以像升降舵一样向同一方向偏转，驾驶员左右压杆时两边的升降副翼则像副翼一样向相反方向偏转而形成对升降副翼的操纵。升降副翼操纵机构的原理如图所示。驾驶杆与横梁为一体，并通过a-a轴连接在支架上。前推或后拉驾驶杆时，驾驶杆、横梁、支架以及挂臂、摇臂一起绕b-b轴转动，使两根传动杆一起向后或向前运动，带动升降副翼同时向下或向上偏转；左右压杆时，横梁绕a-a轴转动(此时支架不动)，两个挂臂一个向上，一个向下，使两根传动杆一个向后，一个向前，带动两边的升降副翼向相反方向偏转。升降副翼操纵系统广泛用在无尾飞机上。在一些鸭式飞机上，鸭翼不起操纵配平的作用，这时也采用升降副翼作为俯仰和滚转操纵面。法国多用途战斗机"阵风"、"幻影"2000均采用了升降副翼操纵。



升降副翼操纵机构原理图

（撰写：徐鑫福 修订：于黎明 审订：王占林）

shengjiang sudubiao

升降速度表 rate of climb indicator, vertical speed indicator 又称垂直速度表。通过测量大气压力的变化率间接测量飞机升降速度的仪表。驾驶员常用它来保持水平飞行(升降速度为零)。该表壳密封，敏感元件是开口膜盒，内部和静压源相通。静压源通过一个毛细管和表壳内(膜盒外)相通。水平飞行时，膜盒内外压力和大气静压相等。敏感元件无信号输出，仪表指针处于水平位置(有些仪表指针做成飞机侧视图形，更为形象)表示飞机水平飞行。飞机爬高时，随着高度增加，静压减小，膜盒内的压力也减小。由于毛细管的阻滞作用，表壳内的压力仍保持爬高前的大气静压，大于膜盒内的压力，压缩膜盒，它的小线位移经传动放大机构，使指针向上偏转，表示飞机上升速度。同理，飞行高度下降时，指针向下偏转，表示飞机在降低高度。为了在小升降速度时，易于判读，又能指示大升降速度值，表盘刻度做成前稀后密

的形式。应该指出，飞机采用大气数据计算机后，就少用升降速度表了。（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

shengli

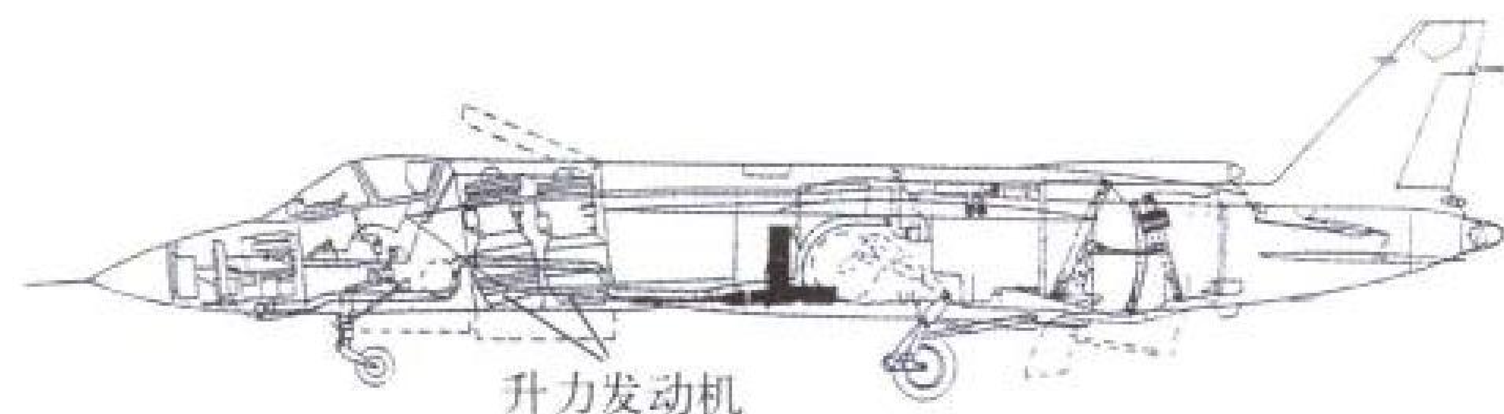
升力 lift　旧称举力。飞机上的空气动力合力在飞机纵向对称平面上垂直于飞行速度方向的分力，向上为正。只有当飞机和空气间有相对速度时才产生升力。机翼是产生升力的主要部件。机翼产生升力的原因在于空气流过机翼上下表面且迎角为正时，上翼面的流速比下翼面的大，从而使上翼面的压力比下翼面的小，上下翼面产生的压力差形成托举机翼及飞机的升力。飞机的其他部件如机身、尾翼等也会产生部分升力。升力与$\rho V^2S/2$的比值，称为升力系数，以C_L表示，其中$\rho V^2S/2$是速压，ρ是飞行高度上的大气密度，V是飞行速度，S是飞机的特征面积，常取为机翼面积。升力系数是一个无量纲量，它主要取决于飞机机翼的平面形状参数（如展弦比、后掠角、梢根比等）、迎角及飞行马赫数。一般通过计算、风洞模型试验和飞行试验来确定。

升力系数随迎角变化的曲线称为升力曲线。在一定飞行马赫数下，在迎角较小的范围内，升力系数随迎角呈线性变化；随着迎角增加，升力曲线逐渐弯曲，到某一迎角时，升力系数达到最大，随后又减小。从升力曲线上可以得到升力线斜率、最大升力系数、零升迎角等值。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

shengli fadongji

升力发动机 lift engine, vertical lift engine, vertical-thrust engine　为垂直和短距起落飞机提供升力，使飞机能垂直和短距起落的动力装置。目前使用的升力发动机实际上是把一台或几台涡轮喷气发动机或涡轮风扇发动机垂直安装在飞机上，喷口向下以产生升力。这种发动机和一台或多台水平安装的普通涡轮喷气（或涡轮风扇）发动机组合使用，如前苏联的雅克-38飞机使用一台水平安装的涡轮喷气发动机（АЛ-21）和两台垂直安装的升力发动机（РД-36），使飞机既能作垂直起落、短距起落、空中悬停，也能做一般飞机的各种飞行动作。又如俄罗斯拉宾斯克发动机制造设计局为其超声速垂直/短距起落战斗机雅克-141研制的РД-41升力发动机装有矢量喷管，可在飞机垂直起飞和着陆时改善飞机的俯仰控制。升力发动机要求结构轻巧，涡轮前燃气温度高，采用



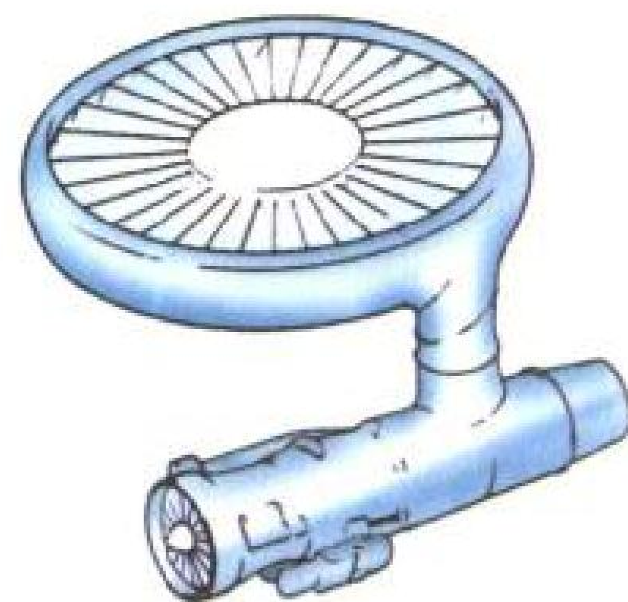
安装了升力发动机的雅克-141

短环燃烧室和先进的复合材料等，以获得高的推重比。有的升力发动机的推重比高达19，可望今后会更高。缺点是：在飞机正常飞行时，升力发动机成为无用的死重；排气速度较高，噪声大；操纵和维修复杂。

（撰写：侯志兴　审订：陈　光）

shengli fengshan

升力风扇 lift fan　用于产生升力以供垂直／短距起落飞机之用的风扇。一般直径很大但增压比不高，以使排气速度降低。这样不仅升举效率高，且减少对地面的冲刷，并可在非铺设的地面上起降。传动方式，可借助叶尖涡轮用来自主发动机的空气或燃气吹动；也可通过传动机构由主发动机带动。



升力风扇（罗·罗公司提供）

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

shengxian

升限 ceiling　飞机在规定条件下所能达到的最大飞行高度。升限有理论升限和实用升限两个概念。理论升限，是飞机能维持等速平飞的最大高度，在此高度上飞机的爬升率为零。理论上讲，飞机靠定常爬升到达这一高度的时间为无限长，因此实际上达不到这个高度，故称这一高度为理论升限。实用上往往规定飞机的爬升率略大于零的某一定值所对应的高度为实用升限。爬升率的这一定值，不同机种和不同国家有不同规定，喷气飞机通常取5 m/s。

（撰写：任源博　修订：赵秀丽）

shengxian celiang

升限测量 ceiling measurement　对飞机升限的飞行测量。按照爬升率测量方法确定标准条件下的$V_{z\max}=f(H_p)$曲线，在该曲线上截取$V_z=2$ m/s（或5 m/s）时的高度，即为该飞机的实用升限。取$V_z=0$的点为理论升限（$V_{z\max}=f(H_p)$曲线延长线在H_p轴上的交点）。

（撰写：李志强　修订：张克荣　审订：屈见忠）

shengzhi zuli

升致阻力 drag due to lift　伴随着升力而产生的阻力。低、亚声速机翼产生的诱导阻力（参见诱导阻力）、超声速机翼产生的与升力伴生的阻力、随着升力增加而引起的粘性压差阻力增量等都包括在升致阻力中。有时，也把升致阻力称为广义诱导阻力。（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

shengzubi

升阻比 lift-drag ratio　又称气动效率。一定马赫数和一定迎角下，飞机升力与阻力或者升力系数与阻力系数之比。由于升力系数与阻力系数都是马赫数和迎角的函数，因而升阻比也随马赫数和迎角而变。一定马赫数下，当迎角为某一值时，升阻比达最大值，它等于极曲线上通过原点的切线的斜率。随着飞行马赫数的增加，升阻比将减小。升阻比是比较飞行器性能的一个指标。滑翔机性能基本上取决于升阻比，因为滑翔比等于升阻比。大的升阻比可使飞机的巡航经济性和机动性都好。目前，低、亚声速飞机最大升阻比可达17～20，跨声速飞机约达12，而马赫数为2的超声速飞机则达6以上。（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

shengchan xukezheng

生产许可证 production certificate (PC)　适航当局颁发

的、用以确认申请人(法人)已建立并能保持符合要求的质量控制系统，使生产的每一产品均能符合已获型号合格证书的设计，从而批准申请人生产相应民用航空产品(含航空器、航空发动机或螺旋桨)的证书。由于已建立了完善的质量控制系统，凡已取得生产许可证的单位，只要严格按批准的程序生产，就无需进一步向适航当局提供证明即可获得航空器的适航证，或航空发动机或螺旋桨的适航批准书。具有民用航空产品型号合格证、型号合格证权益转让书或补充型号合格证的法人均可向适航当局申请生产许可证(有些国家的适航当局，还允许申请人在条件成熟时，同时申请型号合格证和生产许可证，以缩短审定周期，促使产品早日投入市场)。适航当局受理申请后将组成专门的审查组织，对申请人的质量控制资料、组织机构和生产设施，以及质量控制实施情况进行审查。在确认符合要求后发给生产许可证。生产许可证含两部分：生产许可证和许可生产项目单。许可生产项目单的内容含批准生产的产品名称、型号合格证书编号和批准生产日期。除生产许可证外，我国适航当局用于对航空器等产品生产的批准方式还有“仅依据型号合格证书进行生产”。这种批准方式仅适用于申请人不能及时取得生产许可证而欲从事生产活动的情况。现将两者对比如下：

两种生产批准方式的比较

序号	生产的批准方式	产　品	要　　求	制造人权利	备　注
1	仅依据型号合格证书进行生产(颁发注明有效期限的生产检验系统批准书)	航空器、航空发动机或螺旋桨	1. 确保每一产品及其相应资料可供适航当局检查。 2. 仅允许在型号合格证颁发后的一年内进行生产(适航当局另有批准除外)。一年后如继续生产，应建立生产检验系统并获得适航当局颁发的批准书。 3. 按适航当局规定进行产品的试飞或试验	必须提供详细说明每一产品质量和试飞、试验检查情况的制造符合性声明并接受适航当局检查才可获得航空器的适航证，或航空发动机或螺旋桨的适航批准书	生产检验系统批准书不可转让
2	生产许可证	航空器、航空发动机或螺旋桨	建立并保持符合要求的质量控制系统	无需进一步提供证明即可获得航空器的适航证，或航空发动机或螺旋桨的适航批准书	生产许可证不可转让

除生产许可证持有人制造设施地址变迁，适航当局暂扣、吊销和另行规定终止日期外，各种生产许可证书长期有效。 （撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

shengwu yaoce

生物遥测 biotelemetry 借助于远程测控设备，对人体生理信息的远距离测量技术。信息传送媒介分有线和无线两大类。航空生物遥测通常采用无线遥测方式。它将生理信号变换、放大、调制处理后用无线电波传送到地面，再由地面接收设备进行解调，恢复出被测信号。遥测系统由飞行器中的发送设备和地面接收设备组成。利用遥测系统可以对飞行人员或试验动物的生理信号以及飞行环境参数进行实时监测。多路遥测传送体制分为频分制和时分制两类。时分制又分为脉冲幅度调制(PAM)、脉冲宽度调制(PDM)、脉冲相位调制(PPM)、脉冲编码调制(PCM)和增量调制(ΔM)。载波也分幅度调制(AM)、频率调制(FM)和相位调制(PM)。其中应用最广泛的是PCM-FM和PCM-ΔPSK-FM复合体制。生物体的生理信号通常比较微弱，易受生物体活动等干扰。故要求电极、传感器和放大器具有高灵敏度、高共模抑制比和低漂移、浮地等性能。电极、传感器应微型化，使用方便，不损害生物体。 （撰写：杨华香　审订：袁修干）

shengbao

声爆 sonic boom 飞机在超声速飞行时产生的强压力波传到地面上形成如同雷鸣的爆炸声。影响声爆的因素很多，如飞行速度、高度和航线等是可以控制的；气象条件和地面附近的湍流等则是不能控制的。标准声爆常用一个N形波表示，说明飞机的头波和尾波强度基本相同。飞机的强压力波引起地面处的压力变化约为0.1%大气压的数量级，持续时间约为十分之一秒级。压力与飞机的形状、尺寸、飞行高度、M数有关。压力变化随飞行高度增大而减弱，但影响范围则扩大。声爆因时间短暂，对地面的影响在户外一般不大；但飞机低空超声速飞行时伴随强声响，会引起室内玻璃窗破裂和天花板脱落，影响颇大。因此，在城市上空低于10000 m高度，常禁止飞机作超声速飞行。

（撰写：张仲寅　杜棣荣　审订：吕志咏）

shengna fubiao

声呐浮标 sonar buoy 漂浮于海面、水声换能器在一定深度的水中进行潜艇探测的一次性使用声呐设备。声呐浮标探测到的潜艇回波或噪声信号被调制到射频载波上，通过露出在海面上的天线发送至反潜飞机。飞机上的浮标接收机、顶空位置指示装置和声信号处理系统对潜艇进行定位处理。按其工作方式，分为被动浮标和主动浮标；按其定向能力，分为被动全向浮标、主动全向浮标和被动定向浮标、主动定向浮标；按其功能有测向浮标、环境参数测量浮标和通信浮标等。声呐浮标由反潜直升机或反潜巡逻机携带，在预定海域，按一定阵位和不同类型进行部署。声呐浮标使用灵活，探测覆盖范围大，在海上可建立对付潜艇的壁垒。同时声呐浮标与磁异常探测系统或吊放声呐等配合使用，对潜艇进行识别、跟踪，为攻潜系统提供准确的目标位置。声呐浮标是一次性使用的探测设备，每次投放数量比较多，消耗量大，使用成本比较高。 （撰写：谢文涛　审订：李敬贤）

shengpilao

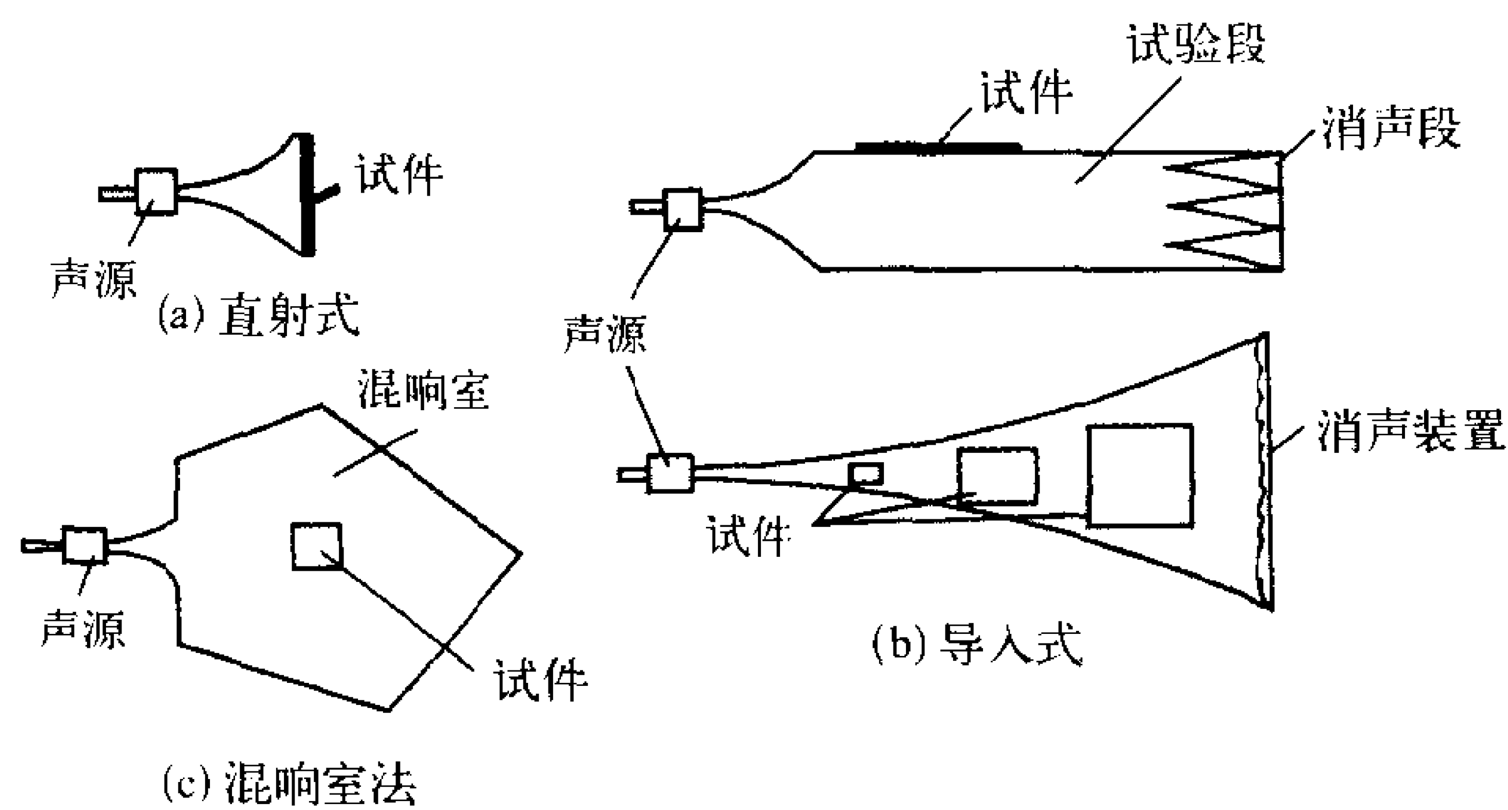
声疲劳 acoustic fatigue 在高强声场中，结构因声激励产生声频振动，由此而承受交变载荷的作用导致结构破坏的一种现象。声疲劳破坏形式和过程与一般疲劳破坏的情况相似，通常都是在结构强度比较薄弱和应力集中的部位产生。这种以交变的振动应力反复作用所形成的疲劳过程是：疲劳源的形成，疲劳裂纹的萌生与扩展，裂纹的快速扩展和断裂。声疲劳与一般疲劳相比的特点，在于声振所致的交变应力虽幅度不大，但应力作用的频率很高，仍易造成疲劳损伤，故声疲劳是飞机结构设计需考虑的问题之一。

（撰写：吕国志　审订：郦正能）

shengpilao shiyan

声疲劳试验 acoustic fatigue test 旨在获得材料或典型结构元件的声疲劳特性数据，如声疲劳曲线，或为了评价结构或机载设备抗声疲劳和声耐久性品质的声振试验。依据试验件尺寸及结构形式、试验所要求的声场类型及有关的特性参数，声疲劳试验装置有三种基本类型：直射式、导入式及混响室法(见图)。直射式是将声波直射试验件表面，利用声波的反射作用，使试件表面获得高声强的载荷，但其值精度较

难控制；并且结构声响应中声源与试件的耦合效应明显。导入式是将声波导入行波管内获得行波声场，所建声场具有较高的声压级和较宽的频谱。试件在行波管内的安装有两种方式：一种是把试件作为行波管的壁面，直接安装在



声疲劳试验布置的三种基本类型

试验段侧壁；另一种是试件安装在行波管试验段的中心轴线位置。不同中心轴线位置可获不同的声压级值。第三种类型是试验在混响室内进行可获扩散声场，从而可模拟飞机电子仪器、设备舱内的声场。

（撰写：吕国志　审订：张钖行）

shengsu

声速　sound speed　曾称音速。物理学上指声波在介质中传播的速度。在空气动力学中，声速 α 就是微弱扰动在气体中传播的速度，对完全气体等熵过程可用下式计算

$$\alpha=\sqrt{\gamma RT}$$

式中　γ 为气体的比热比（对于空气，$\gamma\approx1.4$）；R 为气体常数，对于空气，$R=287.053\ \mathrm{J/(kg\cdot K)}$；$T$ 为气体的绝对温度（K）。

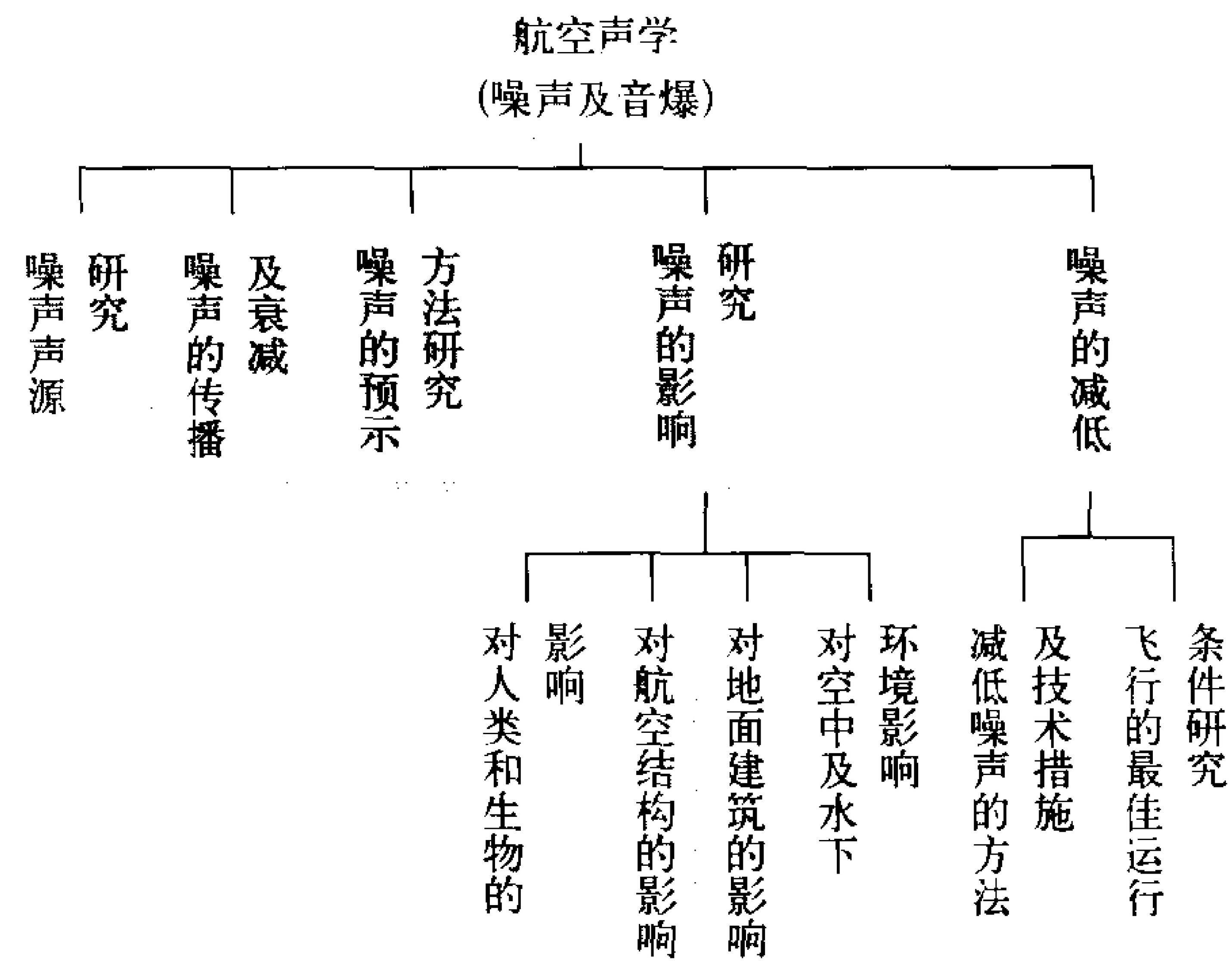
对于一定的气体，声速只取决于温度。若流场中各点的温度不同，则与某一点的温度相应的声速称为该点的当地声速。

在空气动力学中，声速是一个十分重要的物理量。气体的流动规律和飞机的气动力特性在流速（或飞行速度）低于声速和高于声速时大不相同。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

shengxue celiang jishu

声学测量技术　acoustic measuring technique　测量声波在气体、液体、固体中的产生、传播、接收与相互作用的技术。声波按频率可划分为次声频（0.0001 ~ 20 Hz），声频（20 Hz ~ 20 kHz），超声频（20 kHz 以上，其中 50 MHz ~ 100 GHz 称为微波频，100 GHz ~ 10^{14} Hz 称为声子）。按信号的特点和使用场合，可将声测量归纳为以下几类：(1) 环境噪声与工业噪声测量（如交通噪声、航空噪声、冲击波、工厂车间和建筑工地的噪声测量）；(2) 建筑声学测量（对建筑物音响效果，如大型剧院、音乐厅等的处理，以及对材料吸声与隔声性能的测量）；(3) 超声测量（如超声加工、清洗、探伤、诊断等）；(4) 电声测量（如微音器、喇叭、喇叭箱等）；(5) 水声测量（如声呐、水下声成像等）；(6) 大气声学及大地声测量（如地震波、爆炸次声波等）；(7) 生物声测量（如发声、听觉与声波的生物效应等）；(8) 乐声测量（如乐器与音响系统）；(9) 微波声测量（如声学信号处理、声学显微成像、材料研究、声光作用等）；(10) 声学信号处理（如语音处理与识别、人机对话等）。

声学测量就是根据以上应用领域对声频率、声压、声强、声功率等的测量。声学测量系统主要包括传声器、前置放大器（滤波器）和声学测量、分析、记录仪器。目前采用的传声器有电容传声器、石英晶体传声器、压电晶体传声器、电磁式传声器等。



航空声学的研究方向

声学测量技术在航空工业领域得到了广泛的应用，如民用飞机要取得适航证，必须进行发动机和座舱噪声测量并满足适航标准。（撰写：陶宝祺　修订：安裕龙　审订：岳见忠）

shengzhang

声障　sonic barrier　把飞机飞行速度提高到超过声速时遇到的障碍。这是历史上出现的难题，而现代超声速飞机的飞行速度则早已超过声速了。20 世纪 40 年代中期，某些战斗机的最大平飞速度已达马赫数 0.5，俯冲时马赫数达到 0.7 以上，这时，发现飞机的阻力激增，升力下降，产生很大的俯冲力矩，机翼和尾翼出现抖振；因此，再提高飞机的飞行速度就十分困难。以后的空气动力学研究表明：当飞机的飞行马赫数大于某一临界值时，飞机的某些部位上出现局部超声速区，超声速区常以激波为其下游边界，激波又与飞机表面上的边界层相互作用，引起边界层分离。这些现象使飞机的空气动力特性发生剧烈变化并导致翼面抖振。根据空气动力学理论，可以采用后掠翼、面积律等措施推迟这些现象的出现，减弱它们的影响。另一方面，喷气发动机的研制成功，大大提高了推重比，使飞机获得更大的推力。1947 年，美国的一架用于超声速飞行研究的火箭飞机 X-1 首次突破声障，飞行马赫数达到 1.015。实战用的战斗机的飞行速度在 20 世纪 50 年代初期终于超过了声速。英法联合研制的超声速民航机“协和”号，最大巡航马赫数为 2.2，于 1969 年试飞成功，现已在航线上使用。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

shengyu qiangdu

剩余强度　residual strength　见结构残余强度。

shengyu qiangdu xishu

剩余强度系数　factor of safety margin　结构或构件的破坏载荷与设计载荷之比。当认为线性化模型可以被接受而采用线性结构分析时（这也是传统的飞机强度计算的做法），可以用被检部位的破坏应力（强度极限或失稳临界应力）与按设计载荷计算出来的应力的比值来表示。计算出结构与构件的剩余

强度系数是静力强度计算的主要工作成果之一，此后，还要按预选与增选的严重情况，由静力试验实际确定之。所以，满足规定的剩余强度系数的设计要求，是满足有关强度规范或适航条例的重要指标。力求降低结构重量的要求也集中地反映在关于剩余强度系数的规定上，剩余强度系数规定大了显然结构就重，故一般仅略大于1或等于1，同时，在各元件之间进行加权分配，重要的接头要取得大一些，而在无关大局的场合，譬如不会导致与总体失稳耦合的局部失稳处，甚至可以取得略小于1。（撰写：张躬行　审订：何君毅）

shengyu shouming

剩余寿命　residual life　在循环载荷作用下，结构中裂纹从工程可检裂纹尺寸扩展到临界裂纹尺寸时的寿命。工程可检裂纹尺寸根据结构形式、裂纹形状、检测工具的不同而不同，由设计规范确定。临界裂纹尺寸a_c由设计载荷、材料断裂韧性K_{IC}决定

$$a_c = K_{IC}^2/(\pi\sigma^2)$$

式中 σ为结构中设计应力。在裂纹扩展阶段，结构的强度和刚度均有所下降，但在剩余寿命期间结构的剩余强度和刚度应满足设计要求（结构完整性设计规范要求）；并且，结构的检修周期应小于或等于二分之一的剩余寿命，以保证在下一次检修时发现裂纹及时修理。

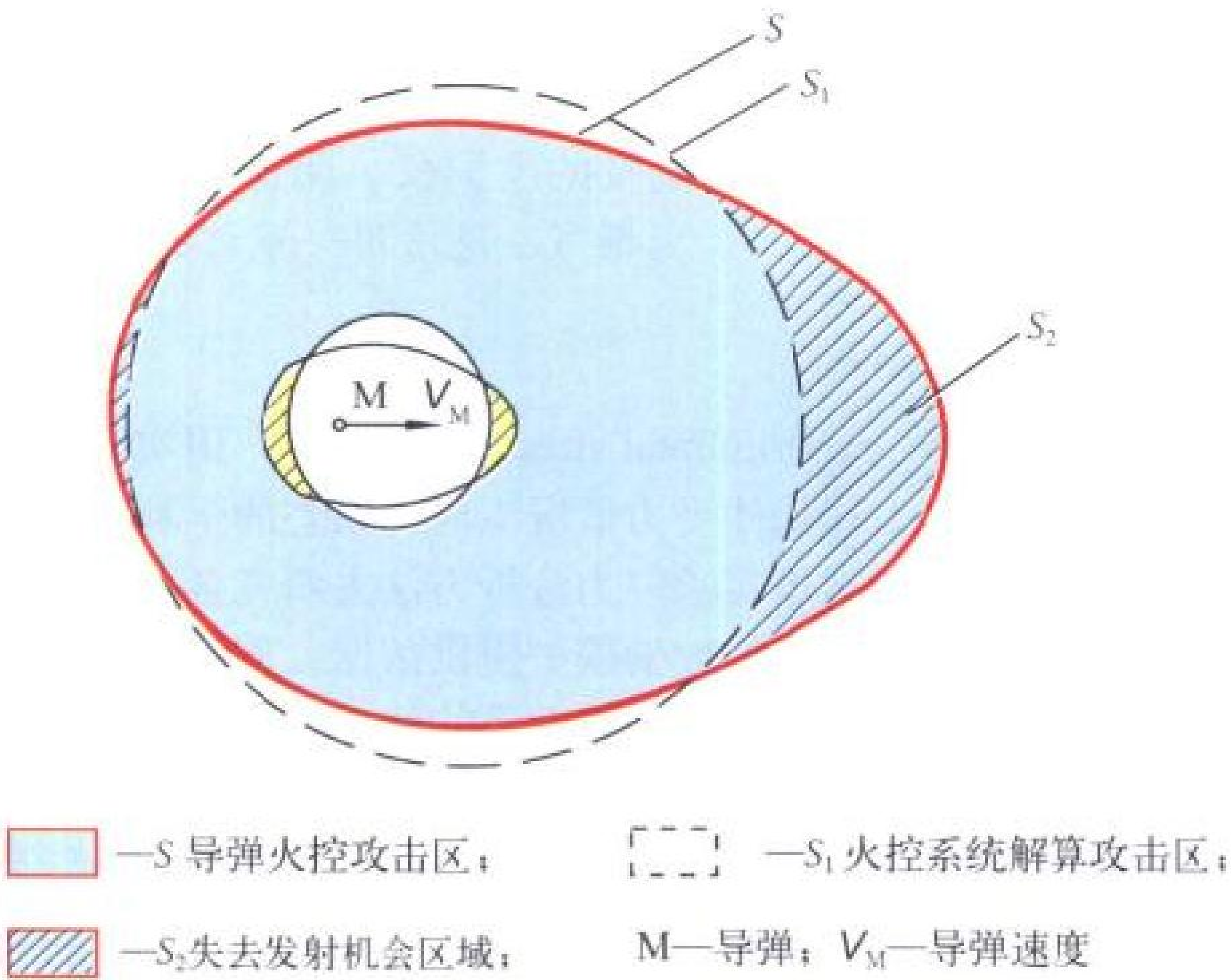
（撰写：郦正能　审订：张躬行）

shiji gailü

失机概率　miss launch opportunity probability　火控系统解算的导弹攻击区内不能发射的平均比率，亦即丧失发射机会的比率。它是度量火控系统实现导弹攻击区的另一个指标。如图所示，可用公式表示为

$$P_{ml} = S_2/S$$

式中 P_{ml}为失机概率；S为导弹火控攻击区；S_2为火控系统解算的导弹攻击区内丧失的部分。



失机概率示意图

（撰写：夏英明　审订：王祖典）

shikong he shiwen

失控和失稳　controllability/stability loss　失控和失稳是影响导弹准确命中目标的重要因素，其含义为：

失控：一般指具有末制导导引头的自寻的导弹，在导弹与目标的距离近到一定程度时发生的导引头丢失目标所引起的导弹失去正常控制的现象。飞行末段失控的原因是：导弹目标间距离很小时，常有很大的目标视线角速度和方位角，超出自动跟踪系统的控制能力，最后丢失目标；另一个原因是，导弹接近目标时，由于目标辐射或反射信号越来越强，在跟踪装置视场内覆盖的角度也越来越大，最终将引起接收机饱和或失去分辨力，从而测不出目标运动参数；也有的导弹为了避免飞行末段控制性能恶化而采取在距离小到一定值时，断开控制，人为地造成失控。失控点到目标的距离（失控距离）不是一个确定的值，因为有很多不能准确考虑的因素，与目标跟踪装置的结构、类型有关，也与弹一目交会的条件有关。对于现代空空导弹，失控距离大致在50～150 m或更大。

失稳：导弹接近目标时制导系统趋向不稳定的现象。当自寻的导弹接近目标时，视线角速度与距离成反比增长，即一个给定的偏离跟踪装置轴线的侧向位移，在制导过程中为一个不断增大的角度。因为系统中存在一系列滞后以及目标噪声等因素，系统的稳定性被破坏，表现形式是目标视线角速度急剧增加，具有发散或振荡的特征。失稳开始时刻称为失稳时间，失稳时间所对应的导弹与目标间的距离称为失稳距离。与失控一样，失稳点并不是一个严格的定量概念。由于在制导方程中包含有时间，所以一般对于位置、速度或加速度的失稳存在着不同的判据。由于失稳发生在正常遭遇点之前，可能会使控制装置出现很大的非正常瞬时偏转，从而造成不允许的脱靶量。为此，大多数设计良好的系统，应当使失稳发生在失控时间之后，如果不能准确地把握这一点，则宁愿人为地设置断开控制。（撰写：廉建栋　审订：郑志伟）

shishi

失事　aircraft crash　见飞行事故。

shisu

失速　stall　飞机发生非指令性俯仰、滚转或偏航，或出现不可忍受的抖动或结构振动，或升力系数随迎角增加开始下降等三种情况之一的异常现象。其机理在于大迎角（或激波诱导）机翼边界层分离。延缓失速的方法通常采用前缘襟翼、前缘缝翼和边界层吹吸等。

（撰写：陈晏清　刘秋爽　审订：朱一锟）

shisu feixing shiyan

失速飞行试验　stall flight test　确定飞机失速速度和失速特性的飞行试验。失速通常指飞机在大迎角下飞行时，由于气流分离而形成的特殊现象。失速速度是飞机飞行包线左边界的限制数据，也是许多特征飞行速度的参考基准速度，因此需要在试飞中准确确定各种构形（含重量）下的失速速度。军用飞机采用1g失速速度为飞机的失速速度。民用飞机目前把失速飞行中的最小速度定为失速速度，也有采用1g失速速度的趋势。

失速特性主要是评定各种失速状态下飞机失速动态飞行品质，特别是改出特性的可接受性，以及失速告警系统（含人工的和自然的）工作的可接受性。

（撰写：陈增江　修订：赵　杰　审订：张克荣）

shisu jinggao xitong

失速警告系统　stall warning system　飞机接近失速时向驾驶员发出警告的装置。由迎角传感器、失速警告控制器和警

告装置组成。迎角传感器测量飞机的瞬时迎角，并把信号输入到失速控制器与失速警告迎角预定值比较，当此值大于允许值时，输出信号给警告装置，向驾驶员发出失速警告信号。由于失速迎角随马赫数和襟翼位置变化而变化，所以还要靠马赫数传感器和襟翼位置传感器的输入信号对失速警告迎角预定值进行修正。失速警告装置有触觉、听觉和视觉3种形式，通常是并用。触觉失速警告装置多采用振杆器或振蹬器。当失速警告控制器发出信号接通电动机电源时，电动机带动偏心轮旋转，引起驾驶杆或脚蹬抖动，发出触觉警告。触觉失速警告很像飞机失速时气流分离引起结构抖振向驾驶员发出的自然失速警告，易于察觉和理解，是主要的失速警告形式。耳机发出音响警告也是常用形式，易于察觉但会干扰通话；失速警告灯只是辅助形式。现代飞机不仅有失速警告系统，还装有迎角指示器或由平视显示器显示迎角值，使驾驶员了解迎角准确数值和变化趋势，提前采取措施，避免飞机进入失速状态。为了防止驾驶员未及时采取措施，飞机上还装有防失速控制系统，在飞机瞬时迎角超过失速警告迎角并继续增大时，发出信号用推杆器自动前推驾驶杆，避免迎角进一步增大而进入失速。

（撰写：孙滨生　审订：王占林）

shisu sudu

失速速度　stall speed　在给定的飞机构型下，飞机能维持稳定飞行的最低速度。飞机低于此速度就不能正常飞行。失速速度是飞机起飞和着陆速度的基本参考速度。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

shisu yingjiao

失速迎角　stall angle　对应于失速状态（参见失速）的迎角。

shifen duozhi

时分多址　time division multiplex access (TDMA)　见电子卷卫星通信时分多址。

shijian licheng

时间历程　time history　运动随时间的变化。

（撰写：管　德）

shishi fangzhen

实时仿真　real-time simulation　系统仿真时模型在仿真计算机中运行的时间过程与被仿真系统的实际时间过程完全相同的仿真。含实物的系统仿真必须是实时仿真。实时仿真运行的时间由实时时钟控制，在确定的时间间隔（帧时）内完成仿真模型的全部运算。系统的变化越快，则要求仿真计算机的运算速度越高。（撰写：王宗学　审订：王占林）

shixin zhuanzi fadianji

实心转子发电机　solid rotor generator　转子没有绕组而由实心导磁体制成的发电机。如感应子发电机、爪极型发电机等。它们的电枢绕组及励磁绕组均在定子上。

（撰写：刘迪吉　审订：杨燕生）

shiyan kongqi donglixue

实验空气动力学　experimental aerodynamics　空气动力学的一个分支。它采用实验的方法研究空气的流动特性、空气和物体相对运动时的相互作用规律以及其他空气动力学问题。实验空气动力学作为一门分支学科是20世纪初形成的。其主要任务是：通过实验揭示流动的本质；为理论研究提供物理模型并验证其结果；与理论方法相结合，研究飞行器气动布局；给出飞行器模型的空气动力数据等。它的主要研究内容除空气动力学基础理论外，还包括实验的理论、方法和设备。

实验所依据的基本理论是相对运动原理和相似理论：(1)相对运动原理：无论是物体以某一均匀速度在静止的流体中运动，还是流体以相同速度流经物体，两者之间的相互作用力相同。(2)相似理论：空气动力实验多数情况下采用缩尺模型，为把模型上测出的数据换算为实物的气动特性，模型与实物之间的流场必须严格遵循相似性要求。对于气动力来说必须满足几何相似、运动相似和动力相似（参见相似性）。对于气动热来说，还必须满足包括边界条件相似在内的其他相似。所有的相似条件全部得到满足则称为完全相似；部分得到满足则称为部分相似。实际上，满足完全相似条件是困难的，常常是由占支配地位的主要作用方面保证部分相似。(3)量纲分析：模型与实物之间应满足的相似参数可由量纲分析导出（参见量纲分析和π定理），例如雷诺数 Re、马赫数 M、斯特劳哈尔数 Sr，弗劳德数 Fr 等。

风洞试验方法与研究目的和试验对象有关。以较为定型的生产性试验而论，除常规的整个飞行器的测力和测压试验外，其他试验项目有进气道、铰链力矩、动导数、颤振、抖振、喷流、滑流等，种类繁多。试验方法因试验项目不同而异，如果将各项目按测量对象进一步分解，则可划分为：气流压力场、速度场和方向场测量、力和力矩测量、表面压力测量、表面温度测量、湍流度测量、边界层测量、动态参数测量及流动显示等基本的风洞测量。

常规的试验设备有低速、亚声速、跨声速、超声速和高超声速等各种风洞及超高速试验设备，以及水洞和水槽等。主要测量仪器包括各种类型的风洞天平、测量气流参数的探头和传感器、压力传感器、热线风速仪、激光测速仪、频谱分析仪以及用于气动光学测量的纹影仪、阴影仪和干涉仪等。（撰写：范洁川　审订：忻鼎定）

shiyan yingli fenxi

实验应力分析　experimental stresses analysis　用实验分析方法确定物体、工程构件受力情况下应力状态的学科。在固体力学的各分支中常用实验应力分析方法去研究各种现象的机理，为建立理论模式和数学模型提供依据。例如新型材料在各种工况下的性能测定、本构关系的建立，以及某些力学规律的探寻（如断裂机理）都需通过实验来研究。在飞机结构强度分析中，以及广泛的工程领域内，不得不引入的一些简化假设的合理性也只能靠实验去证实，因此，它又是直接解决实际工程中力学问题的重要手段之一。

实验应力分析方法有电、光、声学的以及脆性涂层、比拟、X射线应力测定等。电学的包括电阻、电容、电感等各种方法；光学的发展较快，方式也较多，已形成一个光测力学分支（包括光弹性、光塑性、全息干涉、散斑与云纹等）；声学的有声弹性、声发射、声全息等方法。各种方法都有其局限性。计算机与计算技术的发展推动了理论、计算与实验日益走向三结合。目前不仅利用计算机对实验数据进行自动采集和处理；实验与数值计算相结合而产生的对全场应力、

应变与位移进行分析的杂交法，因其兼两者之优，胜任单一之所不能，而受青睐。（撰写：张躬行 审订：何君毅）

shiyonglei feiji

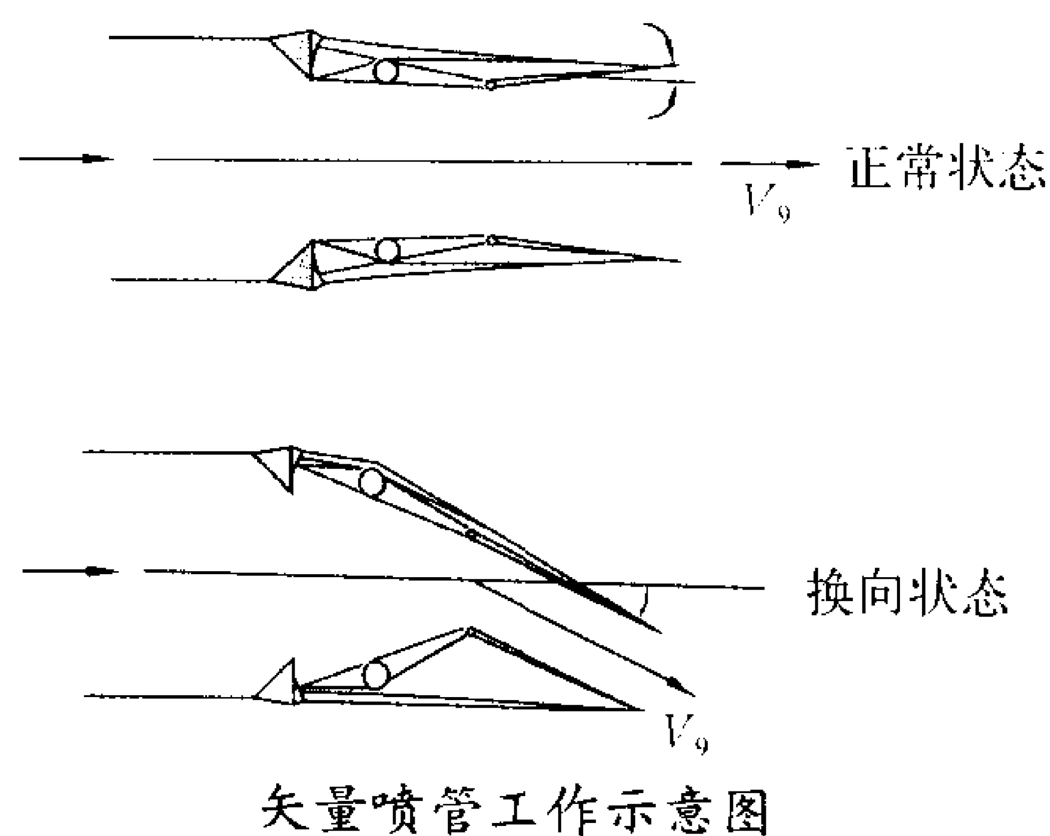
实用类飞机 utility category airplanes 我国适航标准CCAR 23部中所规定的飞机类别。参见正常类飞机。

shiyong shengxian

实用升限 service ceiling 见升限。

shiliang penguan

矢量喷管 thrust vectoring nozzle 又称推力换向喷管。矢量喷管是推力矢量喷管的简称。一种可以改变排气方向，进行推力矢量控制的喷管。它除了能产生飞机前进的推力外，还能产生用于飞行控制的俯仰和偏航力矩的矢量推力，其矢量角一般为0°～20°。用于垂直起落飞机上的发动机喷管为适应起飞和降落的需要，喷口应具有转向90°或更大的能力，此类喷管是矢量喷管中的一种特殊情况。



矢量喷管工作示意图

在飞机低速和大迎角条件下飞行时，矢量推力可补充或替代气动舵面，实现过失速机动，因而可减少气动舵面的重量、阻力和雷达散射截面，同时可缩短飞机起飞和着陆的滑跑距离。推力矢量喷管技术是第四代战斗机的关键技术。矢量喷管按功能可分为只提供俯仰推力矢量的单轴矢量喷管和可提供俯仰、偏航及反推力的多轴矢量喷管；按其横截面形状可分为轴对称和二元矢量喷管；按气流偏转位置可分为内流偏转型和口外偏转型，前者在喷管出口前进行气流偏转，后者是在喷管出口下游设置偏转燃气舵改变气流方向。目前正在研究一种气动偏转矢量喷管，它不是以机械方式改变气流偏转，而是以气动射流方式控制主喷流的方向，具有简单、可靠和重量轻的特点。由于矢量喷管提供飞行姿态控制力，因此必须实现飞行—推进综合控制技术。

（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

shiyong jiancha

使用检查 operational check 按计划进行的定性检查或观察，以确定飞机的隐蔽功能产品能否执行其规定的功能。它是7种预防性维修工作类型之一。其目的是及时发现该产品的隐蔽功能故障，以避免该故障和另一个有关或备用功能的故障共同形成严重的多重故障。隐蔽功能产品是指其故障不能在一次飞行中被空勤组（含空中服务员）发现的产品，这种故障称作隐蔽功能故障。（撰写：王立群 审订：曾天翔）

shiyong kongzhong

使用空重 operational empty weight (OEW) 使用空机重量。军用飞机的使用空重分基本使用空重和使用空重。基本使用空重指基本空机重量和设计余量以及有效载荷所构成的飞机重量，而使用空重则指由基本使用空重与特指的相应构型的外挂装置（指挂架和发射装置）重量所构成的重量。民用飞机的使用空重指基本空重或机队空重加上使用项目的重量，或者说是飞机无商载、无可用燃油时的重量。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

shiyong shifei

使用试飞 operational flight test 在鉴定试飞后，由使用方对新研制的飞机在各种拟定的使用条件下，考核是否满足使用要求而进行的试飞。主要任务和内容为：在实际使用条件下考核飞机使用性能，研究有效的使用方法、最佳作战方案和训练方案；为编写和修订飞机飞行手册、条令、条例、规程等技术文件获取所必需的补充数据；确定新型飞机维护人员的组织编制和技术训练要求；确定外场的后勤保障条件（通信、导航、航材、油料、地面设备、定检及维修等）；进行飞行和机务训练，培养驾驶员和机务人员；也为进一步暴露和发现缺陷，为改进改型提供线索和依据。只有在使用试飞后，新研制的飞机才能正式装备部队或投入航线使用。这类试飞一般由飞机使用部门利用各自的试验基地或指定的部门，在多种实际条件下进行。为了保证试飞结果具有代表性，通常需要投入一定批量的飞机进行使用试飞，例如，战斗机一般约投入10～20架。

（撰写：陈启顺 修订：沙长安 审订：张克荣）

shihou jiankong weixiu

事后监控维修 condition monitoring process maintenance 航空装备的部件用到出故障后才进行修理或报废的这样一种维修。它是3种主要维修方式之一，是一种非预防性维修方式。它的应用前提是部件故障不直接危害飞行安全、环境或飞行任务；适用于故障率不随使用时间而增高的部件，或虽会增高但预防性维修费用大于故障损失的部件，和故障率规律尚不清楚的部件。它不用状况监控技术，而要用故障统计来监控部件全体的可靠性水平。如发现部件可靠性水平低于规定要求时，就采取修改设计、修改维修方式或修改资源配置的措施。这种维修同定时维修、视情维修并无先进与落后之分，各有一定的适用范围；三者是结合使用的。这种维修的原译名为状况监控维修，未准确反映其内涵，极易误解为视情维修，故中国的许多部门已将它改名为事后监控维修。

（撰写：王立群 审订：耿荣生）

shiliu

势流 potential flow 又称位流或无旋流。速度旋度等于零的流动。势流的特征是流体质点都没有绕通过它的轴线的转动。若流动是无旋的，则数学上可以证明，速度向量 V 为一标量函数 ϕ 的梯度，即 $V = \mathrm{grad}\,\phi$，函数 ϕ 称为势函数，也称速度势。均质无粘性不可压缩流体的任何运动，在质量力有势的条件下，只要是从静止状态开始的，就永远是无旋的。初始为无旋的均质无粘性可压缩流体的流动在质量力有势且没有热传导和弯曲激波的情况下，将始终是无旋的。边界层内的流动则不是无旋的。在三维（或二维）势流问题中，求解速度的三个（或二个）未知分量的问题可简化成求一个未知函数 ϕ 的问题。势流问题在理论空气动力学和计算空气动力学中都是重要的研究课题。势流理论曾被广泛用于计算飞

机、发动机及其部件的气动力特性。但是，实际问题常常是有旋流问题，而由于计算空气动力学和计算机的发展，现在已有可能对一些实际问题用求解欧拉方程或纳维—斯托克斯方程的办法得到相应的气动力特性。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

shicheping

试车坪　engine testing area　又称试车场。装在飞机上的发动机试车用的专用场地。一般为混凝土平地，通常其后建有防吹坪和导流设施。如定检厂房附近建有试车坪，其长度至少为机身长加上 5 ～ 7 m；宽度至少为主轮距的两倍加上 7 m。（撰写：王立群　审订：陈志伟）

shifei kemu

试飞科目　flight test subject　按飞行试验内容划分的类别。通常将每个试飞项目，如飞机性能，按内容划分若干科目，如起飞科目、着陆科目等，也可按飞行试验的复杂程度、风险的大小划分为复杂科目试飞、风险科目试飞等。

（撰写：王传煌　修订：陈增江　审订：张克荣）

shifeiyuan

试飞员　test pilot　承担各种飞行试验和新型飞机、发动机及机载设备鉴定试飞任务的驾驶员。试飞员在飞机设计和飞行试验中是重要的科研人员之一。新型飞机设计初始阶段试飞员就开始参加工作，从使用和安全角度提出建议。在飞行试验中试飞员是空中试验者。试飞员必须具备熟练的飞行驾驶技术，对各机种及新型飞机有较强的适应能力，飞过的机种较多，有丰富的经验，有较高的理论水平和对科学有敢于探索的勇敢精神。有时在飞机、发动机或机载设备未经空中鉴定的情况下试飞，增加了试飞的危险性，要求试飞员处理特殊情况的能力强，临危不惧。试飞员必须按规定完成试飞任务，解释一些飞行现象，提出改进意见。试飞员一般是从有经验的飞行员中选拔，也可从航空院校毕业生中选拔培养。我国和国外有些国家还有专门培养试飞员的学校。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

shishengchan

试生产　preproduction　又称小批量生产。指军用航空产品设计定型后进入生产阶段的第一个时段，其完成标志是生产定型。在新型号军用航空产品完成设计定型后，以研制任务书（或研制合同）为依据，组织小批量生产，解决某些设计与制造方面的缺陷，进一步考核新型号在使用环境下的适应性；对性能、可靠性、维修性及可支援性等方面进行实际考核，并以此作为生产定型和飞机质量改进的依据。在小批量生产阶段将继续有计划地组织试飞和试用，对暴露出的问题逐一认真解决。各承制厂同时进行工艺审定，按批生产要求完善工艺装备生产线，核算生产成本，改进质量控制，完成生产定型所需的全套文件资料准备，并在此基础上申请生产定型。

（撰写：崔德刚　修订：金允汶　审订：张昌龄）

shiyanduan

试验段　test section, working section　又称实验段。进行模型空气动力试验的风洞部件。试验段应具有合适的尺寸，良好的气流品质，足够的强度和刚度，方便模型和其他试验装置的装卸。试验段有开口（自由射流）、半开口及闭口三种形式。开口试验段的主要优点是易于安装模型，试验方便，但它所需功率比闭口试验段大得多，而且其气流品质不如闭口试验段好。低速风洞多采用闭口或开口试验段，超声速风洞大多数采用闭口试验段，亚跨声速风洞则都采用半开口试验段，即通气壁试验段。试验段截面形状有圆形、椭圆形、八角形、长方形和正方形等多种。跨、超声速风洞多采用正方形和长方形。风洞试验应将模型安装在试验段气流均匀区内。跨声速风洞，当 $M > 1.0$ 时，喷管出口的声速气流流过通气壁继续膨胀并逐渐加速到试验马赫数。从试验段入口到气流达到试验马赫数这个区域称为试验段加速区。在加速区内气流马赫数不均匀，模型头部不应伸入此区。对于超声速风洞，从试验段进口处壁面上画相应马赫线，它又从对面壁面反射回来，所围成的第一个菱形区称为试验段菱形区。模型安装在菱形区内可避免波反射干扰。为了观察模型和用光学的方法观测流场，试验段两侧壁设置有带光学玻璃的观察窗。支撑模型的支架通常是装在试验段内的。应注意支架的形状及位置设计，以避免对模型流场产生严重干扰。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

shizhi

试制　prototype fabrication　新型航空产品原型机的制造工作。目的是通过制造原型机，验证并修改设计，制订关键零部件的工艺方案，调整工艺过程和完善工艺装备，为设计定型和生产定型准备成套的技术资料。对于一种新型号飞机研制来说，这是工程发展阶段中设计部门完成详细设计后的一个工作时段，工作内容包括：制造零件、部件，进行飞机总装和调试；成品装机调试；完成系统与成品的配套试验。试制完成后，要进行一系列地面试验和空中试飞，经审定合格后再进入设计定型时段。在航空产品研制中，组织经验丰富的工程技术人员和熟练工人参加试制，采用先进高效的加工设备（如数控机床）和电子计算机辅助设计与制造技术，是保证试制工作的质量和进度、缩短研制周期的重要措施。

（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

shijie

视界　visual field　驾驶员坐在座舱内，前、后、左、右目视观察外界能力范围的大小。作为战斗、搜索、巡逻和转场的飞机均希望视界范围越大越好，但从飞机总体设计来考虑，视界宽阔的范围与飞机总体设计存在矛盾，必须统一考虑。（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

shijue fenbianli

视觉分辨力　visuognosis　人眼视网膜中心凹处相邻两点的光学分辨能力。常以视角大小表示。视角是从物体两端引出的两条光线在眼的光学中心交叉而成的夹角。正常视力能看清最小物体所形成的夹角为 1′（称 1 分视角）。人眼的分辨力以视网膜中心凹处最佳，愈靠向周边愈差。使用光学仪器可增大视角，提高分辨力。要求驾驶员既要有良好的视力发现目标物，又要有好的近视力和适当的调节功能。在座舱内操作和判读仪表，人眼最佳明视距离为 30 cm 左右。观察舱外目标或舱内仪表都与目标物的大小、距离、目标物和背景的亮度对比、颜色对比、大气能见度及目标可见时间等有关。当目标亮度和周围环境照明相类似时眼的分辨力最好。

（撰写：高世宏　审订：袁修干）

shijue gaojing zhuangzhi

视觉告警装置 visual alarm device 告警系统信息输出终端的一种，它通过人的视觉接受告警信息，通常是告警指示灯、告警指示屏或是在显示器上的告警符号或文字。为引起人们的注意，告警指示一般采用红色、橙色、黄色分别表示警告、注意、提示3种告警等级，同时有亮度闪烁，还可伴有告警音响。告警装置亮度及闪烁的频率与告警的级别及紧急程度相协调，视觉告警装置通常与听觉告警装置协调使用，在环境噪声或声响很大的情况下视觉告警装置更能发挥作用。 （撰写：凌耀城 审订：金德琨）

shipin chongfang xitong

视频重放系统 video replay system (VRS) 与视频磁带记录器配套的地面回放设备。对视频磁带记录器记录的图像信息进行回放与还原分析后，为飞行安全性评估、分析调查飞行事故原因提供依据。

（撰写：伍奇贤 审订：蒋有达）

shipin cidai jiluqi

视频磁带记录器 video tape recorder (VTR) 早期的一种记录介质为磁带的机载视频记录设备。一般不具有坠毁幸存能力。它的功能和用途与先进的图像记录器 (CIR) 相近。

（撰写：伍奇贤 审订：蒋有达）

shiqing weixiu

视情维修 on-condition process maintenance 对航空装备部件的参数值及其变化进行连续或定期的监测，以确定其状态的一种维修。它是预防性维修的一种方式，其目的是避免部件发生功能故障。其特征是用状况监控手段（含目视）定期地或连续地监控部件的技术状况，发现它劣化到下限时立即将该部件拆修或报废。视情维修适用于故障率会随使用时间缓慢增高的重要功能部件，能比较充分地利用部件的可用寿命，但要求有能反映部件技术状况的可检测的参数和能反映状况下限的参数判据，并要求在设计部件时就考虑好适用的状况监控技术和飞机上的检测点。

（撰写：王立群 审订：耿荣生）

shihang biaozhun

适航标准 airworthiness standards 适航当局颁布的各类民用航空器、航空发动机和螺旋桨的最低安全要求。我国适航当局根据《中华人民共和国民用航空法》和《中华人民共和国民用航空器适航管理条例》的规定，为实施对民用航空的管理，颁布了一系列的规章。其中，与设计有关的规章是从最低安全要求出发对各类航空器、航空发动机或螺旋桨的运行性能、静动强度、结构设计、动力装置、仪表设备和使用限制等规定的各种定量和定性要求，以保证这些产品可靠地安全运行。这部分规章通常又称作适航标准。我国已颁布的适航标准见表。

在型号合格审定中，适航标准将构成相应民用航空产品型号合格审定基础的主要部分，并据此对产品进行设计符合性验证。合格者，适航当局将颁发型号合格证书。适航标准的特点：(1) 仅适用于民用航空器、航空发动机或螺旋桨；(2) 属法规性规章，研制单位或个人必须遵循；(3) 是最低安全要求，各产品设计所依据的规范必须至少覆盖这些要求；(4) 其基础是航空实践，随着航空科学技术的日新月异和运行经验的取得，适航标准亦在不断充实和提高；(5) 适航标准已趋于国际化，在编排体系、具体要求，甚至文字叙述上各国适航标准是基本一致的。各民航发达国家适航标准名称不尽一致。美国联邦航空局 (FAA) 规定的民用航空产品的最低安全要求亦称适航标准，属联邦航空条例 (FAR) 的一部分。英国民用航空局 (CAA) 规定的民用航空产品的最低安全要求是英国民用飞机适航要求 (BCAR) 的一部分，欧洲27国民用航空局组成的联合航空局 (JAA) 规定的最低安全要求则是联合航空要求 (JAR) 的一部分，均不专门称作适航标准。

中国民用航空规章

序号	规章代号	规章名称	颁布日期与版次
1	CCAR-21-R2	民用航空产品和零部件合格审定规定	1990年8月8日颁布 1998年8月20日第二次修订
2	CCAR-23-R2	正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准	1986年12月31日颁布 1993年12月23日第二次修订
3	CCAR-25-R2	运输类飞机适航标准	1985年12月31日颁布 1995年12月18日第二次修订
4	CCAR-27	一般类旋翼航空器适航标准	1988年4月21日颁布
5	CCAR-29	运输类旋翼航空器适航标准	1988年4月21日颁布
6	CCAR-33	航空发动机适航标准	1988年2月9日颁布
7	CCAR-35	螺旋桨适航标准	1987年12月17日颁布
8	CCAR-37	民用航空材料、零部件和机载设备技术标准规定	1992年4月1日颁布
9	CCAR-39	民用航空器适航指令规定	1990年6月13日颁布
10	CCAR-45-R1	民用航空器国籍登记规定	1990年12月2日颁布 1998年6月10日第一次修订
11	CCAR-65AA-R1	民用航空器维修人员合格审定的规定	1991年2月10日颁布 1995年12月14日第一次修订
12	CCAR-121AA	民用航空器运行适航管理规定	1995年5月12日颁布
13	CCAR-121FS	公共航空运输承运人运行合格审定规则	1999年5月5日颁布
14	CCAR-145	民用航空器维修许可审定的规定	1993年2月3日颁布
15	CCAR-183	民用航空器适航委任代表和委任单位代表的规定	1992年12月11日颁布

（撰写：朱凤驭 审订：冯家澍）

shihang dangju

适航当局 airworthiness authority 按国家立法（航空法规）对民用航空产品实施以保障安全运行为目的的适航管理的政府部门。适航当局的主要职能一般包括：(1) 对单位或个人设计的民用航空产品进行设计审定，对合格者，颁发设计合格证书。(2) 对生产民用航空产品的单位或个人进行生产许可审定，对合格者，颁发生产许可证书，并对其生产活动实施监督、检查。(3) 按规定对生产的各民用航空产品颁发单机适航证书。只有具有适航证书的民用航空器方可允许其投入运行。对投入运行的航空器的安全运行状态进行实时监督、检查。(4) 对维修民用航空产品的单位或个人进行能力和资格审

世界主要适航当局名称表

国家（或地区）	适航当局名称
美国	联邦航空局 (Federal Aviation Administration, FAA)
加拿大	加拿大航空运输局 (Canadian Air Transportation Administration, CATA)
英国	民用航空局 (Civil Aviation Authority, CAA)
法国	民用航空总局 (Direction Generale de L' Aviation Civile, DGAC)
欧洲	联合航空局① (Joint Aviation Authorities, JAA)

① 联合航空局是欧洲法、德、英、西班牙等27个国家民用航空局的联合组织。负责制定统一的适航管理规章、标准与程序，进行联合审查，但合格证书仍由各国民用航空局自行颁发。

查，对合格者，颁发维修许可证书或维修人员执照。对他们的维修活动实施监督、检查。(5) 对民用航空产品的进出口实施适航管理。(6) 根据上述需要颁布适航管理规章、标准和程序。我国的适航当局是中国民用航空总局（CAAC），根据《中华人民共和国民用航空法》和《中华人民共和国民用航空器适航管理条例》，对我国的和我国进出口的民用航空产品实施适航管理。世界其他主要国家或地区的适航当局列入表中。 （撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

shihang guanli

适航管理 airworthiness administration　保障民用航空器适航性的技术管理。包括：(1) 制订民用航空产品适航性的各种法规并监督执行；(2) 对民用航空产品的设计进行审定；(3)对民用航空产品的生产和质量保证进行审定；(4) 对出口或进口的民用航空产品的适航性进行审定；(5) 对民用航空产品的维修单位或维修人员进行审查；(6) 对民用航空产品的持续适航进行监督；(7) 参与民用航空产品事故调查。

（撰写：管　德）

shihangxing

适航性 airworthiness　民用航空器在预定的所有使用条件、使用环境和使用时限之内的安全特性。参见适航管理。

（撰写：管　德）

shihangzheng

适航证 airworthiness certificate　适航当局颁发的、用以确认民用航空器符合批准的型号设计并处于安全可用状态的证书。适航证是每一架民用航空器取得国家安全批准从而允许其投入运行的法律凭证，是进入国内外民用航空产品市场的必要条件。凡根据适航当局颁发的生产许可证进行生产的新航空器，以及取得型号认可证或补充型号认可证的进口航空器，均可按规定申请适航证。仅依据型号合格证书进行生产的新航空器，必须按适航当局的规定，提供相应的材料，并接受适航当局的检查，才可获得适航证。在提交规定文件，通过适航当局检查，必要时由申请人试飞，确认航空器符合适航要求后即可发证。申请适航证前，航空器应先行注册取得国籍。我国适航当局颁发的适航证共有两种，其适用范围如下：

两种适航证的适用范围

序 号	名　称	适 用 范 围
1	标准适航证	按 CCAR－23、25、27 或 29 取得型号合格证（含补充型号合格证）或型号认可证（含补充型号合格证）的航空器
2	限制适航证	在上述范围以外的航空器

具有外国国籍和适航证且其型号设计已经我国适航当局认可的航空器，其中国承租人应为该航空器申请外国适航证认可书。适航证或外国适航证认可书应置于航空器内明显处。其有效期由适航当局具体规定，到期后可申请重新签发。适航证可随航空器一起转让。类似于航空器的适航证，在满足批准的型号设计并处于安全可用状态的条件下，适航当局为航空发动机或螺旋桨颁发适航批准书。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

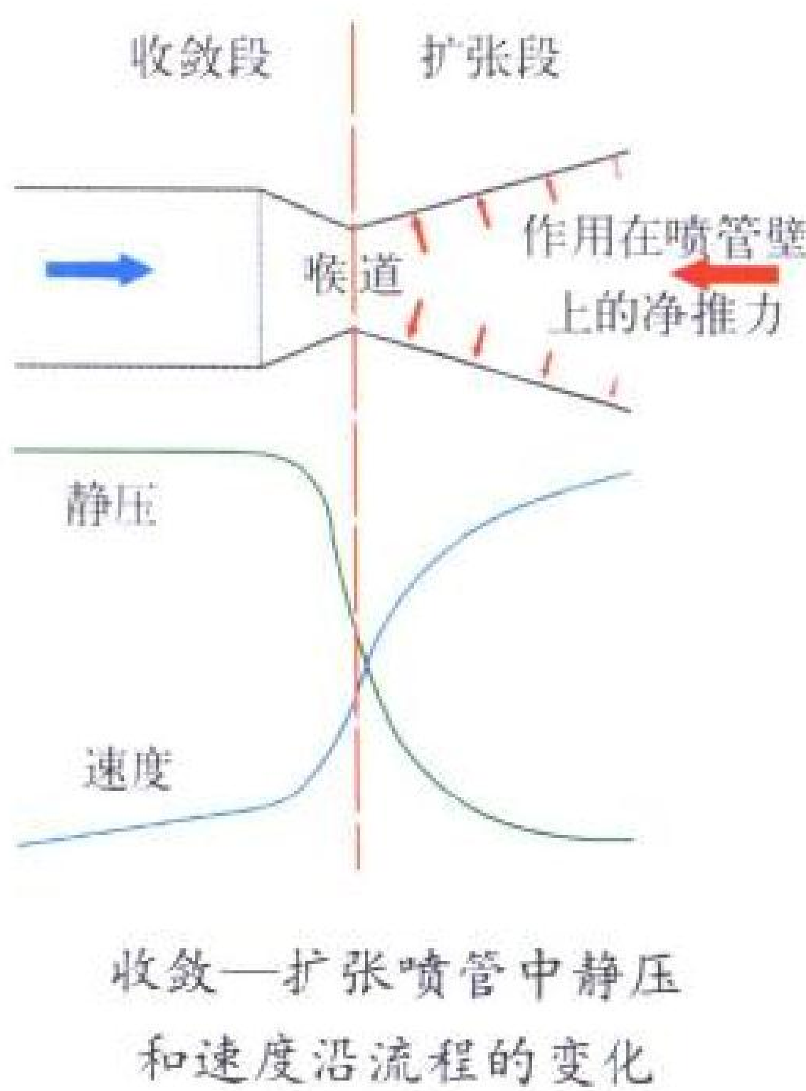
shihang zhiling

适航指令 airworthiness directives　适航当局颁布的用以纠正民用航空产品在使用中发现的不安全状态的强制性检查要求、改正措施或使用限制。航空器、航空发动机或螺旋桨，取得适航批准投入使用后，如发现不安全情况，适航当局将发出适航指令加以纠正，而纠正措施可能涉及产品的设计、制造、使用和维修单位，这些单位必须遵循执行。若不执行，有关航空产品将不再适航，任何人不得使用该航空产品。适航指令适用于：(1) 发现某一民用航空产品存在不安全状态，而且这种状态很可能存在或发生于同型号设计的其他产品之中；(2) 发现某一民用航空产品没有按该产品型号设计批准证书所批准的设计进行生产；(3) 外国适航当局颁发的适航指令涉及在中国注册的民用航空产品。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

shoulian kuozhang penguan

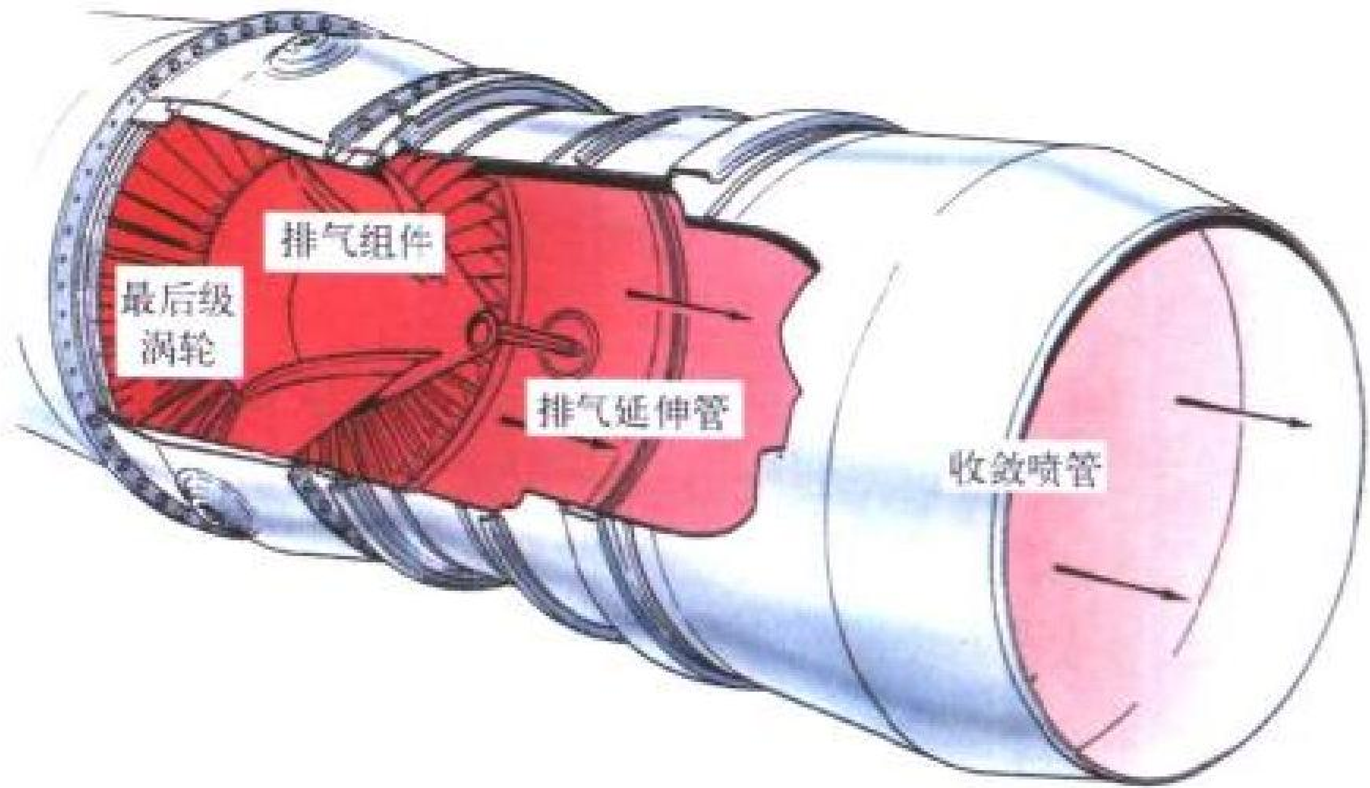
收敛—扩张喷管 convergent-divergent nozzle　又称拉瓦尔喷管。流道面积沿流向先收敛后扩张的喷管。它是产生超声速排气的喷管，因此有时称之为超声速喷管。飞机在超声速下飞行时，尾喷管中的燃气膨胀比较大，必须采用收敛—扩张喷管，使燃气气流得到足够的膨胀，以免喷管的推力损失。收敛—扩张喷管一般用于超声速飞机上，通常其喉部面积和出口面积均是可调节的，以适应发动机工作状态变化的需要，并使燃气气流在喷管中完全膨胀或接近于完全膨胀。 （撰写：黄熙君　审订：陈大光）



收敛—扩张喷管中静压和速度沿流程的变化

shoulian penguan

收敛喷管 convergent nozzle　又称亚声速喷管。流道面积沿流向逐渐缩小的喷管。其出口气流马赫数最大为 1.0 。收敛喷管结构简单、重量轻、工作稳定和调节方便。喷管膨胀比在 1.0 ～ 5.0 范围内能提供较高的推力性能，因此常应用于亚声速飞机、不作长时间超声速飞行的飞机和低超声速飞机。收敛喷管可分为固定几何式和几何可调式。其主要的几何参数为收敛半角和进出口直径比，收敛半角一般在 7° ～ 35° 范围内选取。作为引射喷管的主喷管时，常取用较大的



收敛喷管（罗·罗公司提供）

收敛半角。几何可调式收敛喷管常用在带加力燃烧室的军用飞机上，由不加力工况到全加力工况，要求收敛喷管出口面积增大 60 % ~ 150 %，以满足发动机工作的需要。

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

shoulianxing

收敛性 convergence　用近似方程代替微分方程的数值解中，当表征其近似程度的参数（如网格大小、最大有限元直径等）趋于零时，近似解趋于精确解，称此数值解具有收敛性。（撰写：航　标　审订：李椿萱）

shousuoduan

收缩段 contraction cone　风洞中紧接稳定段之后，具有光滑收缩曲线的管道。收缩段的主要作用是使来自稳定段的气流均匀加速。收缩段设计应满足：气流沿收缩段流动时，流速单调增加，以免气流在壁面分离；出口处气流的速度分布均匀、方向平直而稳定，湍流度低。收缩段入口截面与出口截面之比称为收缩比。现代低速风洞的收缩比一般在 7 ~ 15 之间。大的收缩比可得到高的气流品质和高的能量比，但风洞洞体尺寸相应加大，增加了风洞造价。低湍流度风洞都采用大的收缩比。（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

shouhengxing fangcheng

守恒型方程 equation in conservation form　又称散度型方程。呈散度为零形式的方程（组）。否则称为非守恒型方程。流体力学守恒律方程组可写成守恒型，也可写成非守恒型。两者的连续光滑的经典解是一样的。但只有守恒型方程才有符合物理意义的间断广义解。例如双曲型守恒律方程的守恒型方程为 $u_t + f(u)_x = 0$；非守恒型方程为 $u_t + f_u(u)\,u_x = 0$。

（撰写：董海涛　审订：李椿萱　朱自强）

shoufei

首飞 first flight　新研制（或改型）航空器的原型机第一架次的飞行。在航空器的研制过程中，首飞是一个重要的节点，首飞成功即表示该型航空器进入了试飞阶段。新机首飞有相当大的风险，为保证首飞安全，必须完成一系列的计算分析和地面试验验证，以及必要时对一些关键技术或特殊设备在其他航空器上进行单项专题试飞，对试验和单项试飞中发现的可能影响安全的问题必须认真解决好。首飞前还要对试飞员和地勤人员进行培训，试飞员应视需要在模拟座舱和飞行模拟器上进行操作演练，对首飞中可能出现的各种特殊情况要有处理预案。在完成各项准备工作后，应由工业主管部门召开首飞评审会，对航空器和首飞的各项准备工作进行评审鉴定，审查通过后，报经有关领导部门批准才可进行首飞。（撰写：贾　鑫　审订：郑作棣）

shoujian jianding

首件鉴定 first article inspection　按照设计图样等技术文件的要求，对试生产和批量生产的第一件零件、部件或组件进行全面的工序和成品检查、考核，以确定生产工艺和设备能否生产出符合设计要求的产品。首件鉴定是保证航空产品研制和批生产质量的措施之一。首件鉴定的范围包括：生产（工艺）定型前试制的零（部或组）件的首件；在成批生产过程中，当设计图样（纸）有重大更改或工艺规范有重大更改之后，制造的零（部或组）件的首件；产品转厂生产后的首件；非连续批次生产制造的首件。首件鉴定的要求是：编制“首件鉴定目录”，并做好首件的各项原始记录。首件鉴定的内容是：首件的技术文件应正确、完整、协调和有效；首件符合设计要求；所用原材料、加工方法和设备等均符合规定要求；操作人员经考核合格；生产管理及条件能适应生产需要；原始记录完整。首件鉴定合格后，应填写书面证明。

（撰写：魏曼丽　修订：金允汶　审订：张昌龄）

shouming fensan xishu

寿命分散系数 life scatter factor　工程上确定构件或结构满足一定存活率的疲劳寿命过程中所需用的一个系数，其数学表达式为

$$S_F = \overline{N} / N_s$$

式中 $\overline{N}$ 为试验所获得的几何平均寿命，N_s 为与一定存活率相对应的使用寿命。寿命分散系数的取值依据使用经验及所积累的统计数据而定。如英国军用规范 AP-970 和民航适航性要求 BCAR 中关于寿命分散系数规定为：

寿命分散系数

试件数 n		1	2	3	4	6	10	25	100
寿命分散系数	AP-970	5.0	4.2	3.9	3.75	3.6	3.5	3.4	3.3
	BCAR	6.0		4.5		3.5			

在上述概念的基础上，依据试验所取寿命值含义的不同，又有不同名称的分散系数。如：在安全寿命原则中，有安全寿命的分散系数；在破损安全或损伤容限原则中，有初始裂纹寿命、裂纹扩展寿命（或带裂纹寿命）、总寿命的分散系数等。（撰写：吕国志　审订：郦正能）

shuyou xitong

输油系统 fuel transfer system　除少数飞机设置平衡输油系统外，一般均指各贮油箱向消耗油箱输送燃油的系统。对

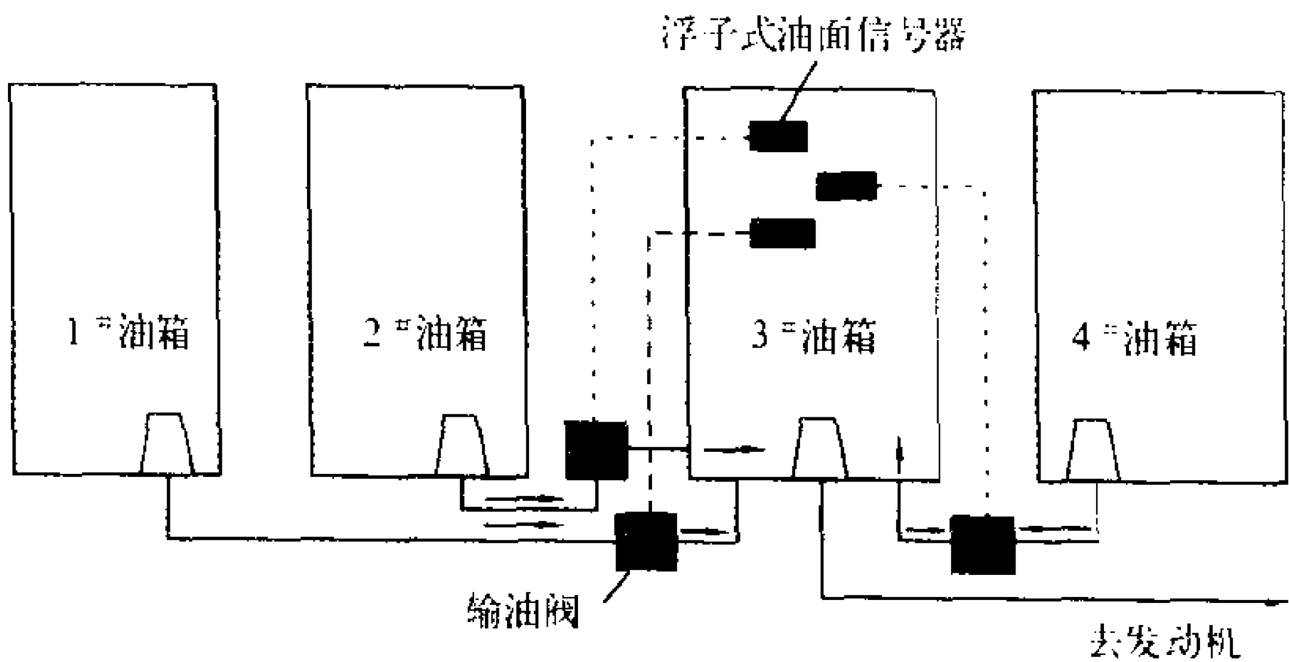


图 1　典型程序输油系统示意图

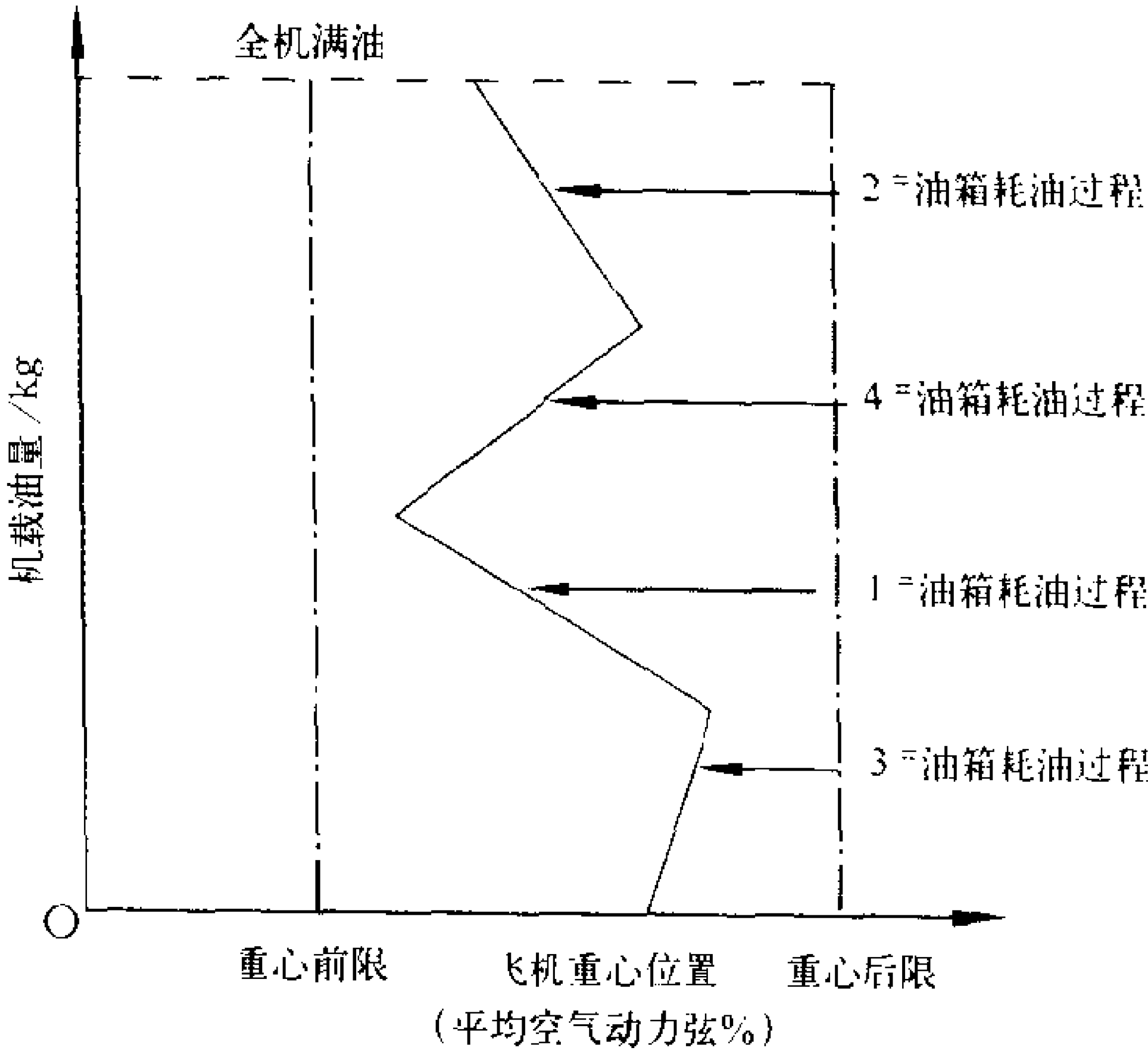


图 2　耗油过程飞机重心变化曲线

S

其要求如下：输油系统的正常输油率应大于发动机的最大耗油率；输油过程中自动控制飞机重心在允许的范围内变化（见图 2）；输油完毕后，贮油箱中的剩余油量（死油）应最小。由于输油率大于发动机耗油率，加上发动机耗油率是变化的，故输油是断续进行的，以使消耗油箱始终保持一定的油量。输油系统主要包括动力和控制两部分，按输油动力可分为压力输油和重力供油，前者的动力可以是增压泵（输油泵）、引射泵、增压空气，后者的动力为自身的重量。控制形式可分为：(1) 程序输油系统，见图 1；(2) 比例输油系统；(3) 数字管理输油系统。（撰写：徐 干 审订：杨燕生）

shuju chuli jisuanji

数据处理计算机 data processing computer 在航空电子系统中，用于任务管理和飞行管理的计算机，处理对象有别于信号处理，专用来计算、管理和数据形态变换，把这一类计算机叫数据处理计算机。（撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

shuju chuanshu shebei

数据传输设备 data transfer equipment (DTE) 实现机载航空电子系统与地面指挥系统之间脱机数据传送的一种航空电子设备。其基本组成部件包括：(1) 数据传输器，是 DTE 的控制部件，负责存储器管理。(2) 数据传输卡，是一种便携式非易失存储器，供存储数据用。数据传输设备的基本功能是飞行前将任务计划数据传输给航空电子系统；飞行中将任务数据及维护数据记录于数据传输卡中；飞行后将数据传输卡送地面指挥系统，卸载记录数据，汇报任务执行情况。随着存储器容量的迅速增加及传输速度的提高，DTE 将具备更多的功能：数字地图的存储及输出，作战飞行程序 (OFP) 的加载、视频记录、威胁响应的处理等。

（撰写：刘树森 审订：龚世明）

shuju wangluo

数据网络 data net 连接用户模块数据网络端口和存储体，采用数据包传输的数据通信互连网络。它可由交叉开关网组成。20 世纪 90 年代的先进航空电子系统中机载计算机为多处理机系统，其中专门设计共享全局大容量存储器。数据网络是全局大容量存储器的一个主要组成部分。

（撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

shuju zongxian xieyi

数据总线协议 data bus protocol 为正确完成多路传输总线终端之间的数据传输而制定的一系列约定。它规范和约定各模块的互相通信。数据总线协议分为应用层、驱动层、传输层、数据链路层、物理层；各层软、硬件较低层向较高层提供所需服务，各层完成相应层协议规定的通信功能和接口要求。数据总线协议由有权威的机构颁布标准规定。目前协议主要有 3 种：集中控制指令/响应式，令牌传递方式，带有冲突检测的载波检测多路存取方式。

（撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

shuzhi fangfa

数值方法 numerical method 数学问题中求数值解的方法。包括数值逼近、数值代数、微分方程数值解、统计计算方法等。数值方法的研究和应用与计算机密切相关。

（撰写：董海涛 审订：李椿萱）

shuzhi fenxi

数值分析 numerical analysis 数值方法的理论分析。内容包括：(1) 收敛性分析，即数值方法是否收敛，如果收敛，是否收敛于真解。(2) 稳定性分析，即数值方法是否稳定、稳定条件等。(3) 误差分析，即数值方法的逼近精度估计。(4) 复杂性分析，即数值方法的计算量和存储量问题，程序编制的方便度等问题。（撰写：董海涛 审订：李椿萱）

shuzhi lisan

数值离散 numerical discretization 用有限个离散点上的函数值近似代替连续区域中的函数的一种解决复杂问题的方法。如：将连续区域剖分成网格，用网格节点上的差商代替导数项可将微分方程离散成差分方程。

（撰写：董海涛 审订：李椿萱）

shuzi ditu xitong

数字地图系统 digital map system 以预先存储的地图数据和任务情报数据为基础，根据当时的飞行参数，如位置、高度、航向、速度等，检索存储的地图数据及与任务有关的数据，实时生成并显示彩色航图、地形图、等高线图、色带图等的系统。该系统可在地图背景上叠加导航、战术和地物等信息，为驾驶员提供准确的飞行引导和直观的战术态势。它包括地面和机载两部分。机载部分由数字地图计算机、数据存储卡和显示器组成（其显示器也可借用机上其他显示器）。地面部分即地面支援站，用于地图数据库和任务情报数据库的建立与管理、任务计划、数据加载/卸载及分析。数字地图系统不仅可广泛应用于各种飞机和直升机，还可应用在山区作战的坦克、陆地/海上的交通运输业、地质勘探等多种领域。（撰写：田 翼 审订：顾世敏）

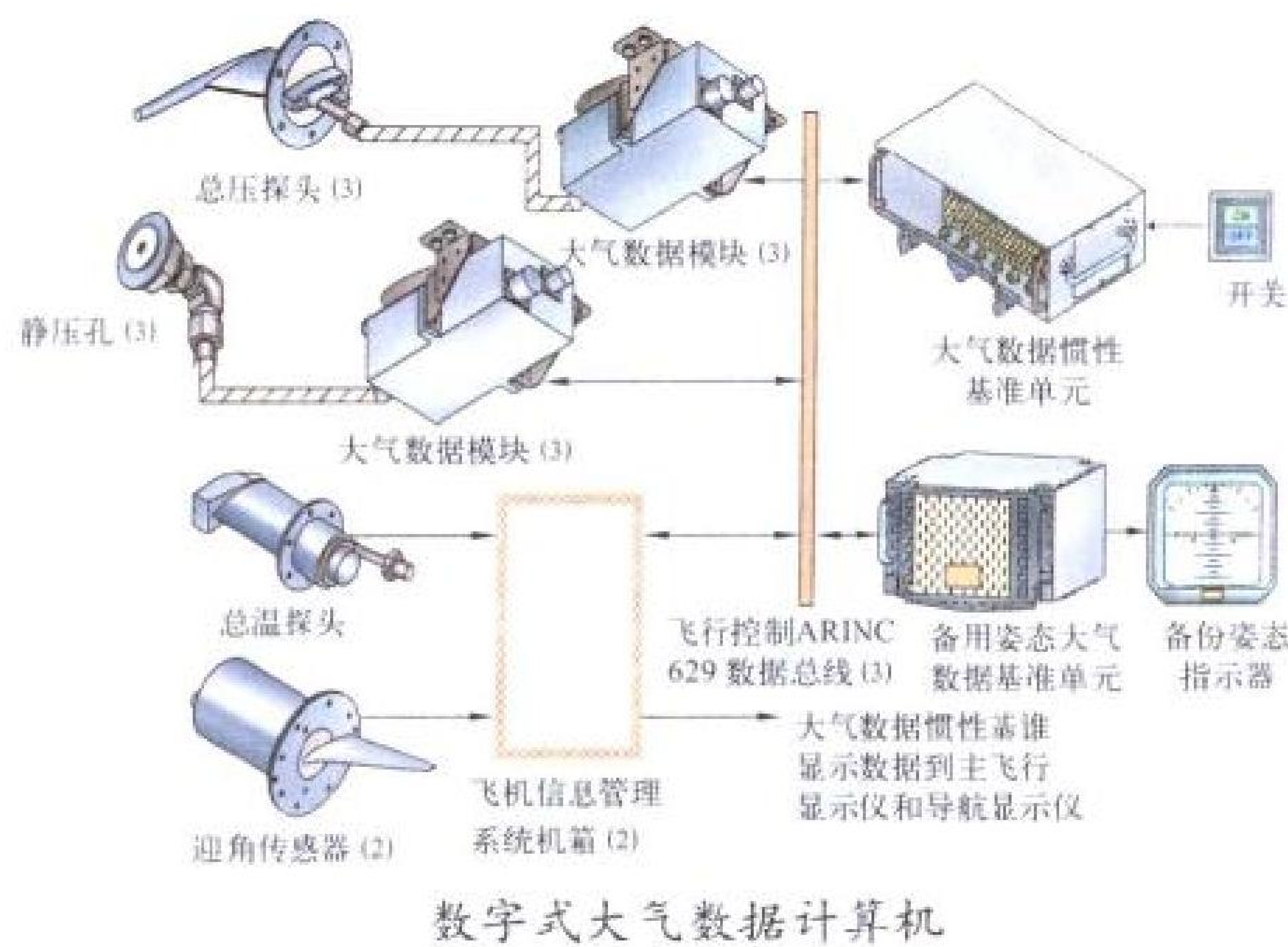
shuzi hangkong dianzi xinxi xitong

数字航空电子信息系统 digital avionics information system (DAIS) 是美国空军 20 世纪 70 年代初提出的数字航空电子信息系统预先发展项目，1978 年结束。DAIS 从系统工程角度，把航空电子系统作为整体来考虑。采用以“信息”为基础横向划分的概念，把航空电子设备按信息采集、传输、处理和显示进行划分，实现信息综合。DAIS 目标主要解决非标准化、信息综合利用和资源共享。DAIS 系统有多处理机、多路传输总线、集中控制显示和任务软件四大核心部件，但各子系统本身仍然是独立和分散的。它是第一代数字式航空电子综合系统的雏型。DAIS 的主要成果，为硬件、软件和接口制定出技术标准。这些标准是：机载计算机指令系统结构标准 MIL-STD-1750A、多路传输总线标准 MIL-STD-1553B、军用高级语言标准 MIL-STD-1589B、武器悬挂标准 MIL-STD-1760。这些标准实现的技术产品首先应用于美国 F-16、F-15、F-18 飞机上，并应用到其他国家的战斗机上。（撰写：姚拱元 审订：陆润生）

shuzishi daqi shuju jisuanji

数字式大气数据计算机 digital air data computer (DADC) 测量和计算与大气数据有关的飞行参数的计算机系统。由传感器、计算机、信号输出装置与指示器组成。传感器有动压传感器、静压传感器、总温传感器和迎角传感器（做修正用）。大多数飞机上总静压信号均由空速管获得。波音 777 飞机上总压管 (pitot probe) 和静压孔 (static port) 各 3 个，一个

总温探头 (TAT probe)，一个迎角传感器 (AOA sensor) (见图)。总静压信号都接至大气数据模块 (ADM)。总温探头和迎角传感器的信号均送入飞机信息管理系统 (Airplane Information Management System, AIMS) 机箱内。大气数据模块和飞机信息管理系统的输出信号都接至飞行控制 ARINC 629 数据总线。飞机信息管理系统的输出信号还送入主飞行显示仪 (PFD) 和导航显示仪 (ND)。大气数据惯性基准单元 (Air Data Inertial Reference Unit, ADIRU) 和备用姿态大气数据基准单元 (Standby Attitude Air data Reference Unit, SAARU) 分别和数据总线联系。备份高度表直接从备用姿态大气数据基准单元获得信号。另有一个总压管和两个静压孔分别经过各自的 ADM 模块，直接送给备份空速表和高度表。

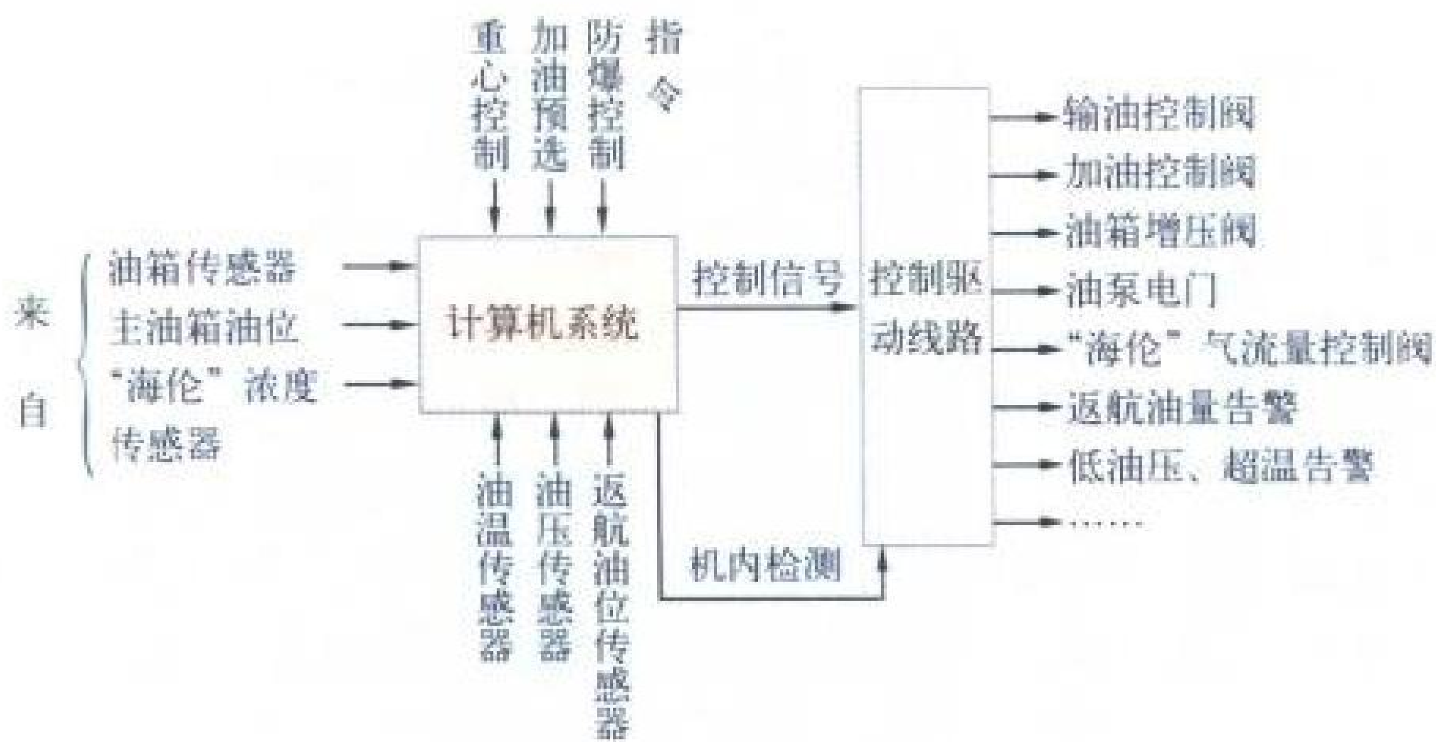


数字式大气数据计算机

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

shuzishi youliang celiang he guanli xitong

数字式油量测量和管理系统 digital fuel quantity measurement and management system　利用计算机对系统各部件间测量的模拟信号进行数据处理，并通过对数据总线与显示器通信，实现油箱贮油量的精确测量、发出剩余油量警告、加油量预选、部件故障的检测与隔离等功能的系统。它包括安装在油箱内的线性电容式油量传感器、油位传感器、补偿传感器、密度传感器、姿态传感器、油量传感器、故障隔离探测器和安装在驾驶舱内的数字式油量指示器、加油预先指示器、加油预选器及测量计算机等。飞机油箱内的燃油质量与油箱内油面高度、油箱形状、燃油密度和飞机飞行姿态有关。由线性电容式油量传感器测得电容数值、补偿传感器测得介电常数值、密度传感器测得燃油密度值以及姿态传感器测得飞机姿态数据，一起被送入系统计算机，它用存储器中的油箱几何形状数据和其他有关数据来计算出油箱中燃油的真实质量。系统计算机具有多条数据总线，可提供显示器和其他有关系统所需的接口。指示器通过数据总线接收从计算机发来的油量信号、连续显示油箱中的油量值。该系统一般应包括下述功能：(1) 地面压力加油及空中加油的控制及油量预选；(2) 输油控制并自动保持飞机重心在允许的范围内变化；(3) 通气、增压及防爆系统的自动控制；(4) 机载油量及发动机耗油量的测量及显示，“返航油量”指示；(5) 系统中功能附件的地面机内自检测；(6) 飞行中系统各正常参数的测量及指示；(7) 飞行中系统故障或战斗受损时的检测、告警、记录、故障隔离或系统重新组合。

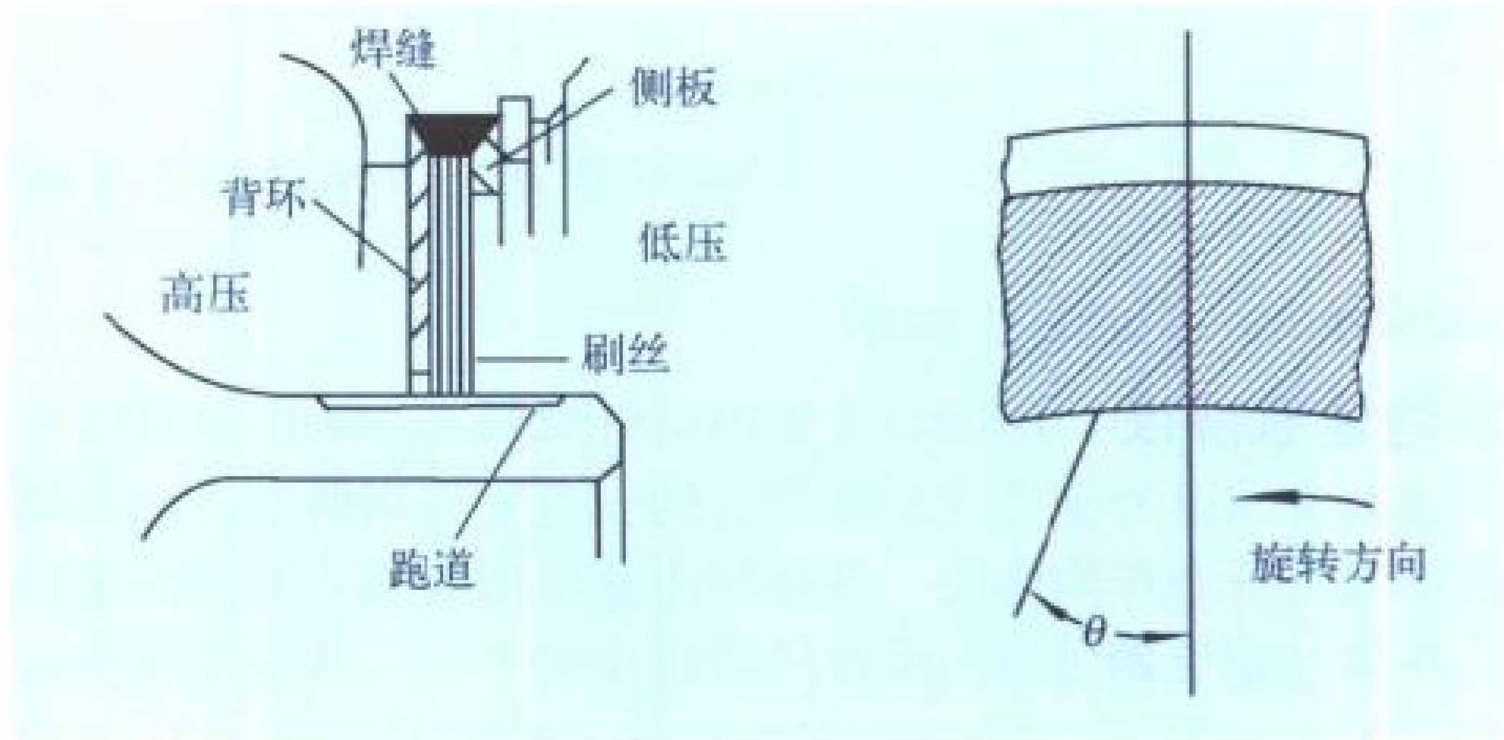


数字式燃油管理系统控制框图

（撰写：徐千　审订：杨燕生）

shuashi mifeng

刷式密封 brush seal　用金属丝刷作为密封件的接触式密封。该密封由背环、侧板和二者之间夹装紧密排列的细刷丝组成 (见图)。采用熔焊工艺将背环、侧板和刷丝沿外径连在一起，背环置于流体的低压侧。构成刷环的细丝与径向中心成一定的角度，与轴的转向相匹配，以提供所需要的弯曲柔度和回弹性。刷丝直径为 0.05～0.15 mm，径向长度 3.5～8 mm，排列密度为每毫米密封周长 80～200 根。刷丝材料可按需要选用，如镍基、钴基合金或不锈钢丝材等。密封跑道的摩擦表面一般采用耐磨材料涂层如氧化铝等。单级刷式密封的工作压差为 0.25～ 0.35 MPa，高工作压差下可采用多级；在 650 ℃ 工作温度下，滑动速度可达 300 m/s。刷式密封性能优于精良设计的篦齿密封，气体泄漏率仅为篦齿密封的 10 %～20 %；由于刷丝柔性好，适于高速、高振动、转子和静子径向与轴向位移剧烈变化条件下工作；发热率低；维修工艺简单，便于更换。此种密封已开始取代篦齿密封，必将得到更广泛的应用。



刷式封严件

（撰写：林基恕　审订：陈光）

shuaijianqi

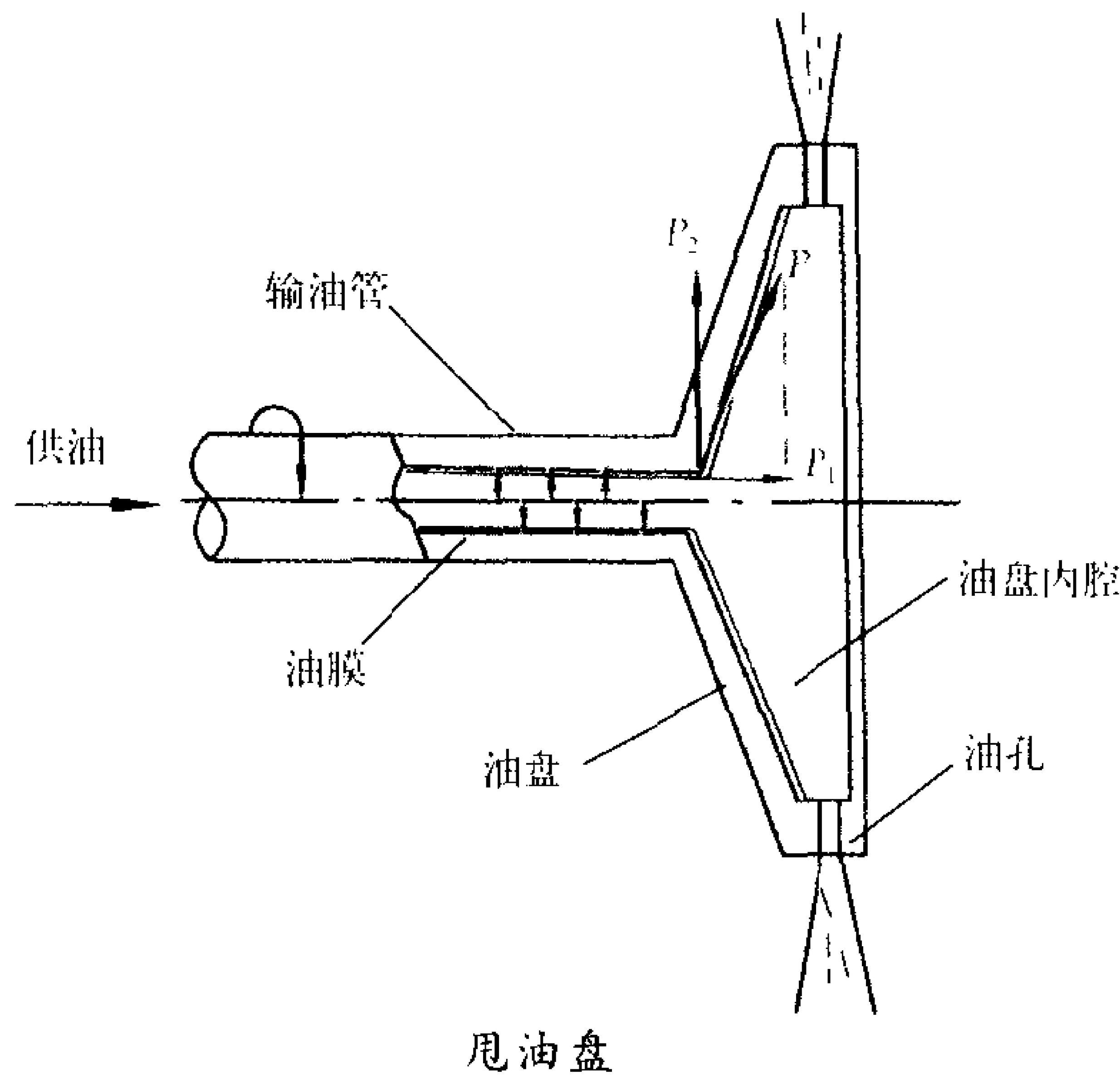
衰减器 attenuator　用于降低信号电平的一种集中参数元件或分布参数网络。它在实现所要求的衰减量值时，不应使信号产生失真。通常用于测量装置和一些防止接收机饱和的电路中。

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

shuaiyoupan

甩油盘 rotary atomizer, slinger　靠离心力使燃油雾化的空心圆盘 (见图)。燃油从输油管经与甩油盘中心相连的圆管进入甩油盘。因甩油盘与发动机轴一起转动，燃油受离心力形成管内贴壁油膜。当油膜推进到甩油盘的中心内腔时，通道突然扩大，在离心力的继续作用下，油膜顺盘内腔侧壁流动，油膜逐渐变薄，并形成断续的油束，最后沿甩油盘边缘上小孔甩出去。由于发动机转速高，在离心力的作用下，燃

油速度可达 200 m/s 以上，比一般离心喷嘴的燃油喷射速度大得多，雾化质量也好得多。但在低转速时，雾化质量将大大下降。



甩油盘

（撰写：张斌全　审订：王洪铭）

shuangbian shihang xieyi

双边适航协议　Bilateral Airworthiness Agreement (BAA)　两国政府间以外交换文形式签订的、有关民用航空适航领域范围内进行合作的协议。签订双边适航协议的主要目的是确认并尽可能信赖出口国所做的适航审定工作，从而简化由缔约一方出口到另一方的民用航空产品的适航批准或认可程序。为达到此目的，其内容还包括双方就适航政策、法规、标准和程序，航空器适航性控制（含设计、制造、使用和维修等），适航管理技术，以及人员培训等方面进行交流和合作等。双边适航协议分“全面的”和“有限的”两类。所谓“全面的”是指缔约双方对各类民用航空产品的设计和制造都相互认可对方的审定结果。“有限的”是指缔约一方只对另一方某一类民用航空产品的设计或生产给予认可。在签订双边适航协议之前，两国政府还必须确认对方适航管理的法律、规章和程序的有效性，对方适航当局的管理能力和技术水平，对方适航标准与本国适航标准的等效性，以及对签订协议后双方利益影响进行评估。双边适航协议是一种框架协议，需据此协议另订实施细则和合作项目工作程序。签订双边适航协议的方式主要由美国采用，与美国签订双边适航协议的国家，除中国外，还有法、英、德、日、加拿大等约 30 个。我国目前与外国签订的大多是民用航空适航技术合作谅解备忘录，它与双边适航协议的内容类似，但只需由两国适航当局签署。与我国签订民用航空适航技术合作谅解备忘录（包括单项技术合作协议）的有法国民航总局、德国民航局、以色列民航局、荷兰民航局、联合航空局以及伊朗民航局和波兰民航总检验局。签订双边适航协议或民用航空适航技术合作谅解备忘录是两国间进行民用航空产品进出口的必要依据。而具体的进出口民用航空产品项目及其具体审定和管理办法还必须列入相应的双边文件之中。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

shuanggongqi

双工器　duplexer　又称收发开关。接收和发射共用一部天线时，交替地将天线与发射机或接收机接通的器件。发射时，天线与发射机接通，而与接收机自动断开，发射机发出的电磁能以很低的损耗传送到天线。接收时，天线与接收机接通，而与发射机自动断开，使天线接收的信号以很小的损耗进入接收机。常用的双工器类型有：气体放电型、铁氧体型、微波二极管型、铁氧体/微波二极管组合型以及多次电子轰击型。对双工器的要求是：相位、幅度恢复时间短，尖峰泄漏功率及平顶泄漏功率低以及一定的功率容量等。

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

shuangnengyuan qidongji

双能源起动机　dual energy supply starter　一种既可用压缩空气作能源，又可用火药柱作能源的涡轮起动机。军用飞机在训练和一般情况下起飞时，发动机可借助地面气源或机上的辅助动力装置的压缩气源驱动涡轮起动机起动，但一般不能独立起动且起动时间长。在紧急情况下起飞时（如作战起飞），发动机可借助火药柱燃烧的燃气驱动涡轮起动机起动，这就克服了使用压缩空气起动的缺点，通常能独立起动且起动时间短。双能源起动机重量较重，对药柱点燃的可靠性要求较高（一般均装两根以上药柱），独立起动能力介于空气涡轮起动机与电起动机和燃气涡轮起动机之间，故不常使用。

（撰写：李志广　审订：陈　光）

shuangqiang qiluojia

双腔起落架　landing gear with a two stage shock absorber　带有高压和低压双腔减震器的起落架。在小载荷状态仅用低压腔就能很好地起阻尼作用，吸收振动和冲击能量。载荷增大时，高、低压腔同时起作用。这种减震器工作范围较宽，阻尼性能较好。双腔起落架于 20 世纪 50 年代末在直升机上首先使用，目前在军用飞机上也得到了广泛应用。

（撰写：卫本琦　审订：赵秀丽）

shuangxing kuaisu daohang tongxin xitong

双星快速导航通信系统　two-satellite rapid navigation and communication system　由两颗导航卫星、地面设施和用户设备组成的导航系统。导航卫星是两颗升交点赤经相隔约 60° 的静止卫星，形成经度范围约 100°、纬度范围 ±80° 的固定的覆盖区域。卫星上装有两套转发器，一套构成地面中心到用户的数据通信链，另一套构成由用户到地面中心的数据通信链。地面设施包括卫星跟踪站、基准站、主控站和计算中心（称为地面中心），用于制备卫星星历，采集导航定位参数、校正数据，为用户进行定位解算。通过地面中心，进行地面中心和用户之间、用户和用户之间的通信。地面中心可对覆盖区内的用户进行识别、监视和控制。系统的用户设备是接收、转发器。地面中心经由卫星向用户发送数字信息，用户设备的转发信号中包含了测距信号以及通信信息，经由卫星向地面中心发送。系统测量用户到两颗导航卫星的距离，并在地面中心解算出用户在地球上的二维位置。当用户在地面上空时，则需引入高度计测量的高度，解算用户的三维位置。为扩大系统的容量，采用了时分、频分、空分、码分多种分路分址技术。为提高导航定位的精度和减小误码率，采用了直序扩频、相关检测、多重纠检错编码以提高信噪比、建立基准站对定位数据进行校正。系统的定位精度为数十米，数据误码率为 10^{-5}。（撰写：谈展中　审订：李四海）

shuangxuanyi zhishengji

双旋翼直升机　twin-rotor helicopter　由航空发动机通过机

械传动方式驱动两副旋翼的直升机。两副旋翼尺寸相同而旋转方向相反，其反扭矩互相平衡，因而不需要安装尾桨。这种形式又可分为共轴式双旋翼直升机、纵列式双旋翼直升机（见图）、横列式双旋翼直升机及交叉式双旋翼直升机（简称共轴式、纵列式、横列式及交叉式直升机）。



双旋翼横向交叉式

双旋翼共轴式

双旋翼纵列式

双旋翼横列式

共轴式直升机的两副旋翼以一定的间距沿同一旋转轴线上下排列，两个直径不同的同心轴反向旋转。这种形式结构紧凑，外部尺寸小，但操纵机构复杂，一般用于中、轻型直升机。纵列式直升机的两副旋翼沿机体纵轴前后排列。这种形式的机身容积大，允许重心沿纵向有较大范围的移动，适用于重型运输直升机。横列式直升机的两副旋翼沿机体横轴左右排列，旋翼通过构架或辅助机翼支撑在机身上。这种形式的平衡特性较好，但迎面气动阻力较大。交叉式直升机的两副旋翼也是左右排列，但两旋翼轴呈“V”形，两副旋翼的桨叶交叉啮合，是介于共轴式与横列式间的一种中间形式。目前实际应用并进行批生产的是共轴式、纵列式及交叉式双旋翼直升机。

（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

shuangyiji

双翼机　biplane　有上下并行配置的两副机翼的飞机。两副机翼前后配置的飞机称串翼机。双翼机的上下机翼用支柱和张线连成一个承力的整体，组成一个空间桁架结构。在飞机发展初期，发动机功率低、重量大，建造机体的材料大多是木材和蒙布。为解决升空问题，需要较大面积的机翼，以便在低速条件下产生足够的升力。双翼机有两个翼面，机翼总面积较大。人们吸取桥梁建造方面的经验，把上下机翼通过支柱和张线联成一个桁架梁，增加结构受力高度，以提高机翼刚度，减轻结构重量。这些优点使双翼机成为早期飞机的主要形式。随着飞机速度的不断提高，双翼机支柱和张线的阻力越来越大，成为提高速度的主要障碍。高强度铝合金问世后，人们已有可能制造出结构重量不太大而又能承受大



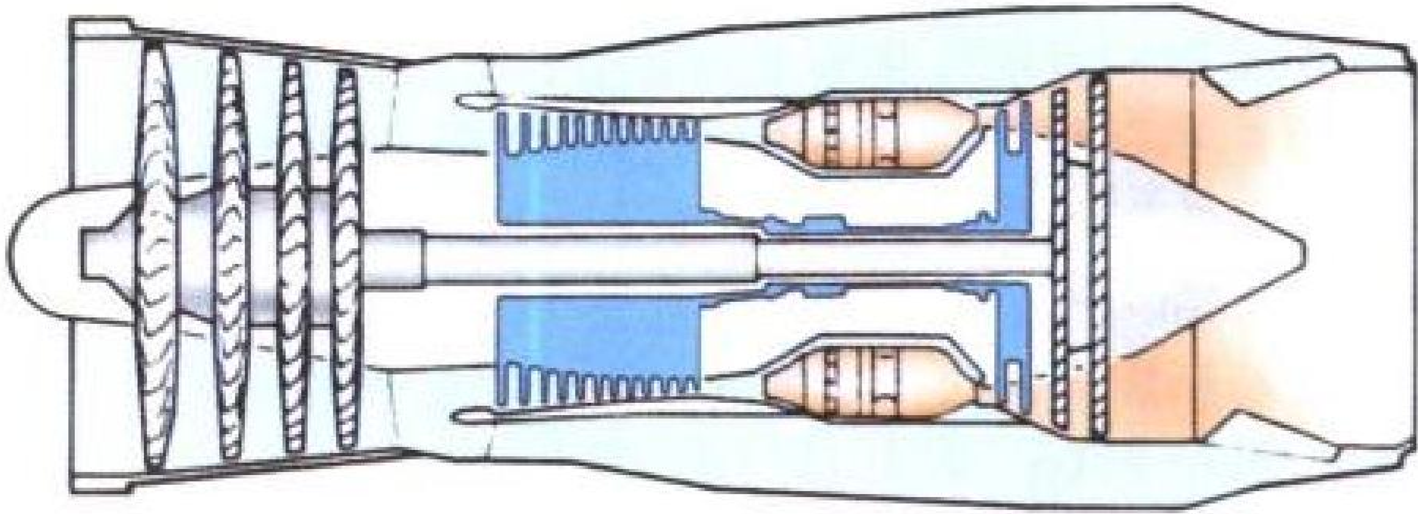
中国制造的运5双翼机

载荷的薄机翼。从20世纪30年代起，双翼机逐渐被单翼机取代。在现代的飞机中，除对载重量和低速性能有特殊要求的飞机如运5和蜜蜂-2等外，双翼机已不多见。

（撰写：乔　新　审订：赵群力）

shuangzhuanzi fadongji

双转子发动机　twin spool engine　有两个只有气动力联系的且具有同心轴转子的燃气涡轮发动机（见图）。它把一台高设计增压比的压气机分为两个低增压比的压气机，分别由各自的涡轮带动，以各自最佳的转速工作。双转子发动机不仅



双转子涡轮风扇发动机示意图

可以有效地防止压气机喘振，而且还能在非设计状态下使压气机具有较高的效率。此外，与单转子发动机相比，双转子发动机还具有需要的起动功率小、加速性好等优点，但结构特别是转子—支承结构比较复杂。有些支点不直接安装在承力机匣上，而是安装在另一个转子上，成为轴间（或中介）支点（轴承）。轴间轴承的润滑和冷却比较困难，工作条件恶劣，装拆比较复杂。世界上第一台双转子涡轮喷气发动机是1952年定型的美国J 57发动机。虽然双转子结构可用于涡轮喷气发动机，但它更适合于涡轮风扇发动机。目前，绝大部分涡轮风扇发动机采用双转子结构，甚至三转子结构。

（撰写：方昌德　审订：陈　光）

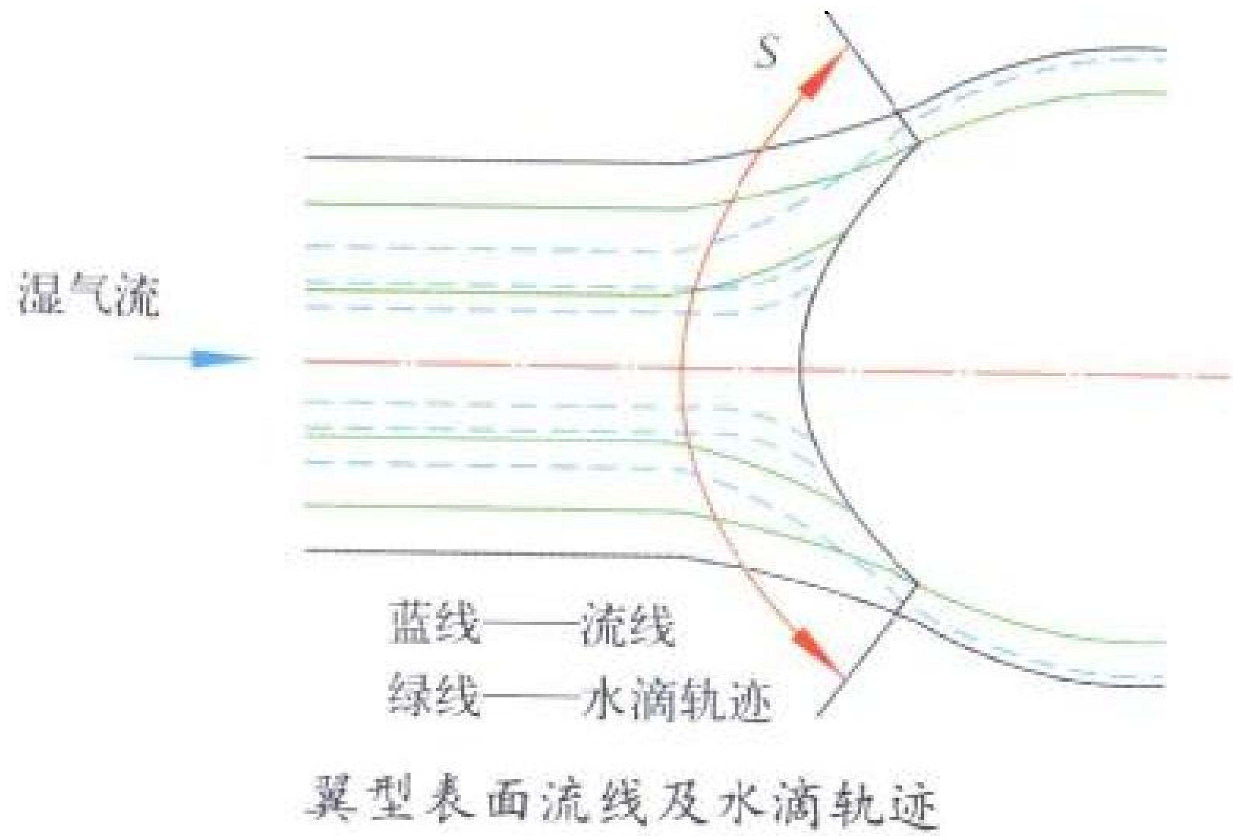
shuidi guiji

水滴轨迹　droplet trajectory　飞机飞行时云层中的过冷水滴相对于部件坐标的运动轨迹。如对机翼周围的流场进行计算，用数值积分法求解水滴运动方程，便可求得水滴对机翼坐标的运动轨迹。其中与机翼上、下表面相切的两条轨迹（称相切轨迹）内侧的水滴，都将被机翼收集而结冰。计算水滴轨迹，以求出部件迎风表面上的水滴收集参数及积冰冰型，是飞机防冰系统设计的重要步骤。

（撰写：裘燮纲　审订：袁修干）

shuidi shouji canshu

水滴收集参数 droplet trapping parameter, droplet impingement parameter 又称水滴撞击参数。飞机在结冰云层中飞行时，部件迎风表面收集过冷水滴的性能参数。其数值与飞机飞行状态、部件外形及云层液态水含量、水滴直径等有关，可通过部件的水滴轨迹计算与实验得到。对部件表面结冰区、结冰量和积冰冰型有影响。主要参数有：(1) 撞击极限 S_m：过冷水滴撞击在部件表面上最近位置的表面长度（S）与部件特征尺寸之比值。如机翼（见图）的撞击极限 $S_m = S/L$，



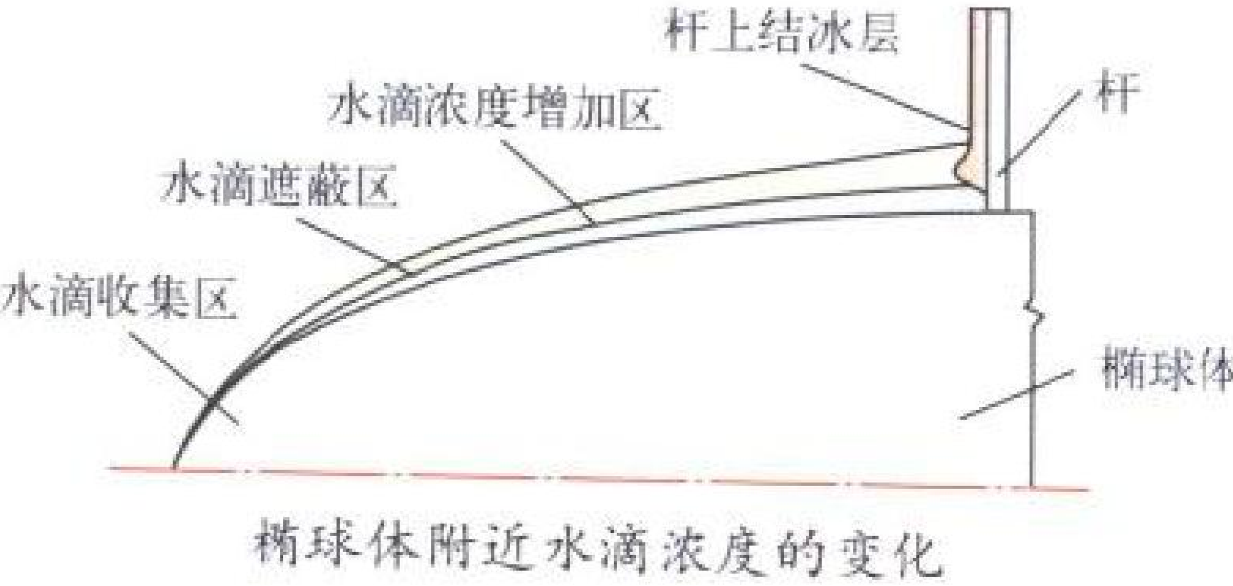
翼型表面流线及水滴轨迹

式中 L 为翼弦长度。(2) 总收集系数 E_m：部件表面上实际总收集率与飞机或机翼的迎角为零度（也可按翼型所处迎角位置计算）时该表面可能的最大总收集率之比值。(3) 局部收集系数 b：部件表面上实际局部收集率与飞机或机翼的迎角为零度（也可按翼型所处迎角位置计算）时该微元表面最大可能的局部收集率之比值。"局部收集率"指单位时间内，部件表面上某微元表面收集的水滴质量，单位为 kg/(h · m²)。"总收集率"指单位时间内，部件表面上收集的水滴总质量，为局部收集率的积分值，单位为 kg/h，对机（尾）翼（翼展）用 kg/(h · m)。在飞机结冰的整个时间内，部件表面上收集的水滴总质量，称总收集量，为总收集率与结冰总时间的乘积，单位为 kg，对机（尾）翼（翼展）用 kg/m。

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

shuidi zhebiqu

水滴遮蔽区 droplet shadowed zone 云层气流流过椭球体表面时，在椭球体的水滴收集区后面形成的无水滴环形空间（见图）。紧靠水滴遮蔽区外边的一薄层空间内，水滴的浓度要比自由流时高得多。飞机的机头类似半个椭球体，在机头



椭球体附近水滴浓度的变化

附近设置测温和测压传感头及结冰信号器时应考虑到这种现象。

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

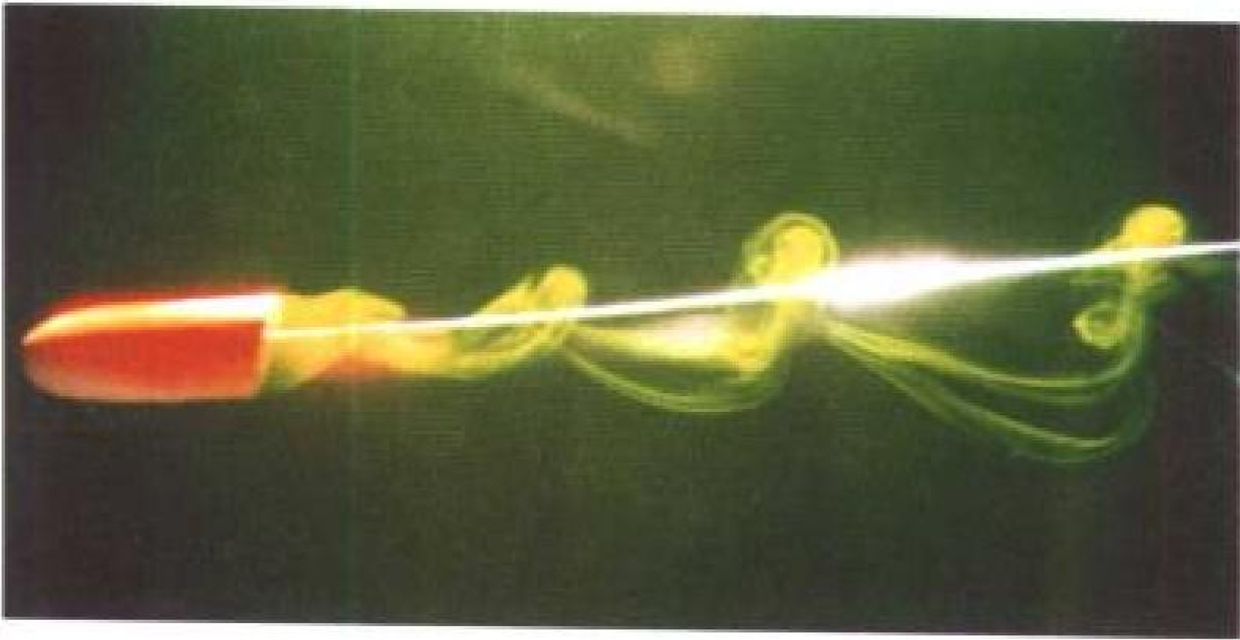
shuidong xingneng

水动性能 hydrodynamic performance 水上飞机在水面漂泊和运动的特性与能力。它包括在水面漂泊时的浮性、静稳定性、抗沉性和滑行时的水阻力特性、喷溅特性、回转性、安定性、耐波性、适航性、着水撞击性能以及起飞、着水性能等。影响水上飞机水动性能的因素有船底几何参数（如长宽比）、船体外形、飞机重量、重心位置、气动布局等。在有波浪的情况下，随着波浪级数的提高，水上飞机所能适应的能力下降，水动性能变坏。因此水上飞机所能适应的最大波高，也是水动性能的一个重要指标。

（撰写：航 科　审订：刘秋爽）

shuidong

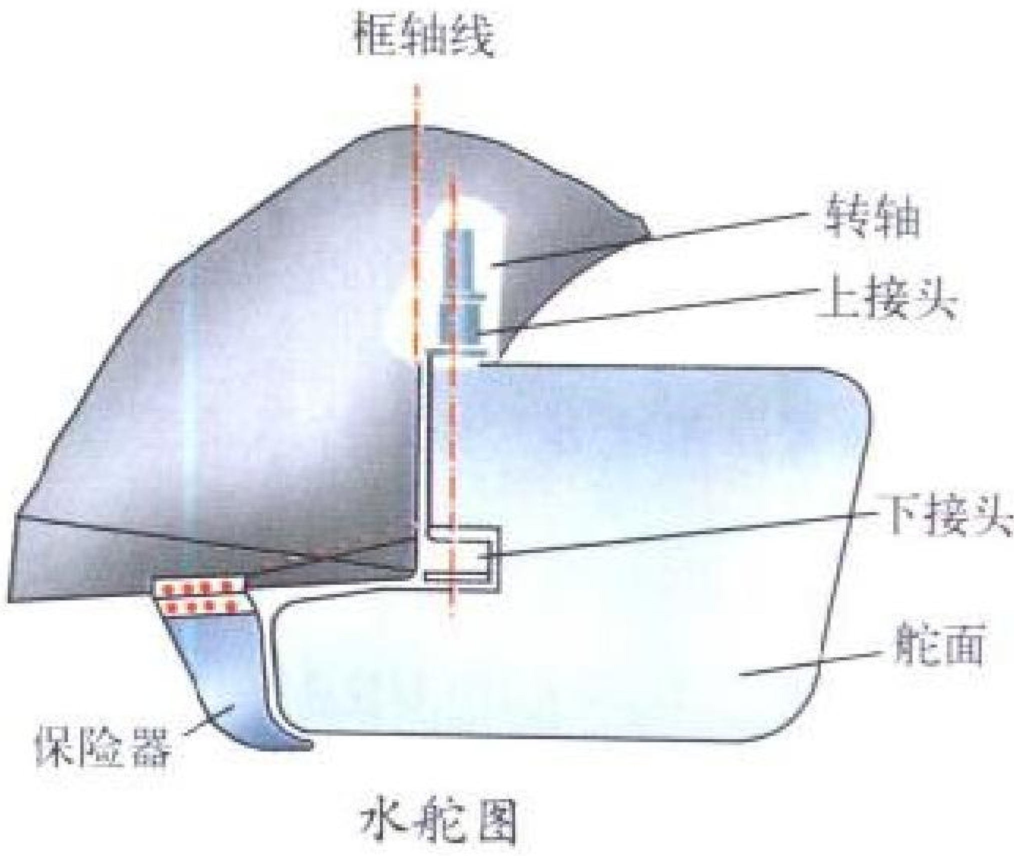
水洞 water tunnel 用水作为工作介质的流体力学试验设备。做试验时要保证模型与实物的弗劳德数相等。其结构和工作原理与闭口低速风洞类似。水洞有卧式和立式两类、四壁密封。模型试验雷诺数很小，一般小于 0.5×10^6，只适用于观察钝形物、飞行器及其部件在大迎角时的分离流，以及旋涡的生成、发展和破碎等流态。但是，与风洞相比，在水洞中容易得到清晰而丰富多采的流谱。


水洞试验得到的流动图像

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

shuiduo

水舵 water rudder 水上飞机在水面实现航向操纵和航向稳定的垂直舵面。它类似于船舵，安装在飞机船体尾部的转动轴上。当水流以某一角度流过舵面时，水动力形成绕飞机重心的回转力矩，从而达到操纵飞机的目的。水动力的大小与水流速度的平方和舵面面积成正比。但水舵设计有一个速度范围，当超过此范围时，水舵操纵困难，效率降低。水上飞机进入高速滑行之后，水舵离开水面不再起作用。水上滑行时，它与方向舵联动，操纵简便。在飞行中回到中立位置，脱开操纵并被锁住。有些装有多台发动机的水上飞机，可不设置水舵，而直接采用发动机的拉力差来操纵飞机的回转。



水舵图

水舵的结构是由舵面、转轴、上下接头组成的。其结构形式包括铝合金的翼肋和蒙皮制成的半硬壳式结构；铝合金锻件和蒙皮组成的结构；蜂窝结构；玻璃钢、复合材料结构等多种形式，主要根据综合性能要求而定。

（撰写：周 雁　修订：赵秀丽　审订：任源博）

shuilu liangqi feiji

水陆两栖飞机 amphibian 又称两栖飞机。能在陆上机场起飞和降落的水上飞机。水陆两栖飞机的船身或浮筒上装有供陆上起飞着陆用的起落架。它与水上飞机的上、下水装置不同，能经受着陆时的巨大撞击力并吸收撞击能量。水陆两栖飞机的起落架是可收可放的，在水上起飞降落时起落架处于收上的位置。水陆两栖飞机的缺点是构造复杂、飞行阻力大、结构笨重，所以有效载重小，这是水陆两栖飞机长期得不到发展的主要原因。由于在水面和陆地机场都可起降，水陆两栖飞机的适应性比水上飞机更强。它适用于海上巡逻、反潜、救援和森林灭火等任务。

（撰写：王洪章 修订：赵群力 审订：任源博）

shuilu liangyong zhishengji

水陆两用直升机 amphibious helicopter 既能在陆地又能在水面起飞和降落的直升机。为了在陆地起落，直升机上装有带机轮及减震器的起落架。为了在水面起落，机身底部做成水密的船体，机身两侧往往还装有浮筒以提高浮力及稳定性。经常在水面上空飞行的直升机，如舰载直升机及岸基反潜直升机，大多设计成水陆两用的。



中国的直8型水陆两用直升机

（撰写：张晓谷 修订：温清澄 审订：杨惠琴）

shuimian jichang

水面机场 seadrome 设有必要设施供水上飞机安全起落、滑行、停放与维修的规定水域。水面机场等级分为3级：一级机场，供重型水上飞机用，起飞重量大于60 t；二级机场，供中型水上飞机用，起飞重量为15～60 t；三级机场，供轻型水上飞机用，起飞重量小于15 t。水面机场分水上部分与陆上部分。水上部分由3部分组成：⑴飞行区，有一条或几条飞行地带；⑵滑行道，供飞机在飞行区与港口内滑行；⑶港口，用于停放与维修水上飞机，设有水上停机坪、水上升降场和码头；其中水上升降场用于把飞机吊离水面或吊到水面上，码头用于保证浮在水面上的飞机加油、装物、停放与抛锚。水上各组成部分的最小尺寸见表。

水面机场水上部分各组成部分的最小尺寸

/m

组成		机场等级		
		一级	二级	三级
飞行地带长度		3500～4000	3000～3500	2500～3500
飞行地带宽度		350	250	200
飞行区的深度	无防护条件下	4.5	3.5	3
	有防护条件下	3.5	2.5	2
滑行道的宽度		300	200	150
港口内的深度	无防护条件下	4.5	3	2.5
	有防护条件下	3.5	2.5	2

水面机场的陆上部分由停机坪、滑行道和活动场3部分组成。停机坪分个体停机坪与集体停机坪。滑行道用于连通水上升降场、停机坪、修理厂、靶场、校罗坪等，包括主滑行道与辅助滑行道。活动场与水上升降场相连，供水上飞机与牵引工具活动。最近日本建造了世界上第一个海上浮动机场，是一个1 km长的海上特大浮动建筑物。

（撰写：王立群 审订：马建新）

shuiping andingmian

水平安定面 horizontal stabilizer 见水平尾翼。

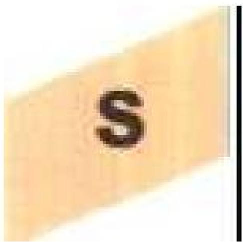
shuiping jiajiansu xingneng celiang

水平加减速性能测量 measurement of horizontal accelerating-decelerating performance 水平加减速性能是评定飞机在水平平面内的机动特性的重要指标之一。试飞方法是：选取3～5个试验高度，分别在每一个高度上，将发动机调整到试验状态，从选定的速度开始，水平直线加速至最大速度或允许的速度，然后以小油门状态（或限定使用的发动机状态）和特定的飞机构形（放或不放减速板）减速至给定的速度。测取高度、速度（或 M 数）、纵向过载、法向过载、迎角、燃油温度、耗油量、大气温度、发动机状态等主要参数，将实测的飞行 M 数、法向过载、纵向过载修正到标准的大气温度、发动机状态参数、飞机重量条件。最后给出不同高度上的标准纵向过载与飞行 M 数、加（减）速距离、时间及燃油消耗量随真速（或 M 数）变化的关系曲线。

（撰写：李志强 修订：王传煌 审订：张克荣）

shuiping qingjing xianshiqi

水平情景显示器 horizontal situation display (HSD) 一种显示飞机周围环境即时情况在水平面的投影信息的导航显示器。它能够提供航向、应飞距离、方位偏差、航迹、航道、飞机位置与驾驶误差等信息；还具有将字符与地图信息综合到一起的能力；可以用字符对投影地图进行标注，例如检查点、飞行任务的各个航段、危险高度区域、航迹偏差和威胁告警等。（撰写：陆虎敏 审订：顾世敏）



shuiping weiyi

水平尾翼 horizontal tail, horizontal stabilizer 又称水平安定面。位于飞机尾部，起俯仰稳定、配平和操纵作用的水平翼面，简称平尾。通常由前半部分固定的水平安定面和后半部分铰接在水平安定面后面的升降舵组成。升降舵可上下偏转，通常还设置调整片。

由于飞机在飞行中机翼升力不可能在所有状态下都能通过飞机重心，因此会产生一个不平衡的力矩，此时，驾驶员通过拉杆或推杆（驾驶杆）使升降舵下偏或上偏产生的负升力或正升力形成一个与之平衡的力矩。升降舵的上偏或下偏操纵可使平尾产生一个能使飞机抬头或低头的力矩，使飞机由平飞转入爬升或俯冲状态。平尾距飞机重心较远，较小的平尾升力就足以保持飞机的平衡。飞机在飞行中因各种干扰偏离原来的飞行姿态时，平尾具有恢复飞机原有姿态的功用，对飞机起俯仰稳定作用。按照平尾与机翼的相对位置的不同，平尾可分为高置、中置和低置平尾

三种。前者高于机翼弦面，有的装在立尾的顶端，称T形平尾。按照平尾的运动状态，又可分为可调式、全动式和差动式平尾三种。

（撰写：郑锦榕 修订：赵秀丽 审订：任源博）

shuiqiao

水橇 hydroski 产生水动力的滑水板。外形类似滑橇，装在水上飞机船体的底部，以一定的迎角用支杆连接到船体上；有的通过支杆延伸到船底下一定水深处。航行状态下作用并不明显。进入滑行状态后，水橇背部没有水流，仅底面产生水动力，托起船体，减少水阻力，增加飞机水面滑行速度，便于其起飞离水。水橇一般做成可收放式，起飞后收起，贴于船体，减少空气阻力；降落前放下，以减少降落时船体撞水载荷；通常应用在高亚声速水上飞机上。也有把水橇用支杆装于船艏的，以防止水上飞机产生埋艏的危险。

（撰写：航 科 修订：赵秀丽 审订：任源博）

shuishang feiji

水上飞机 seaplane 简称水机。能在水面上起飞、降落和停泊的飞机。水机分为船身式和浮筒式两种，前者具有按水面滑行要求设计的特殊形状的机身，称为船身；后者一般是把陆上飞机的起落架换成浮筒。船身式水机又分为单船身式和双船身式两种，双船身式水机较为少见。单船身（或单浮筒）式水机的重心高于浮心，为保持横侧稳定，在机翼外侧下方还装有小型支撑浮筒。船身和浮筒的底部为V形，纵向有一个或两个台阶，称为断阶，用以减小起飞离水时的水动阻力。V形底面可减小滑行时船身的遇浪冲击及降落时船身对水的冲击作用。水机需要经常上岸维修和停放，所以还装有类似陆上飞机起落架的上、下水装置。它在上岸前安装在水机上，下水后即拆卸掉。水上飞机的船身和浮筒结构要求密封，机上所有部分和设备都应经过严格的防腐蚀处理。



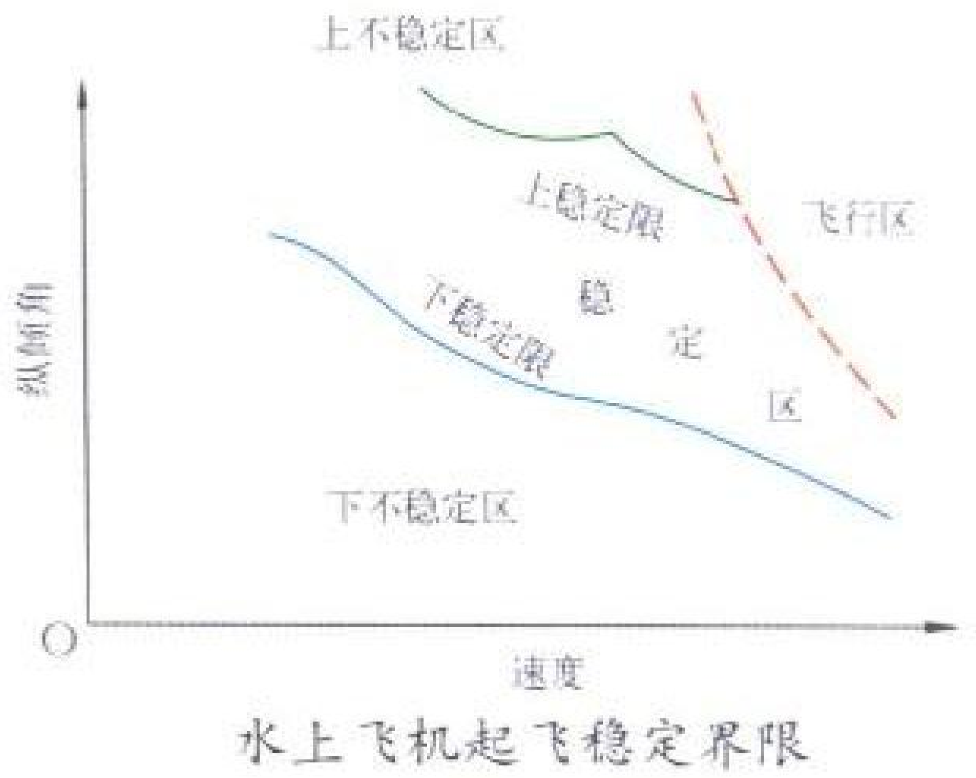
中国的水轰5飞机

水机在军事上用于海上侦察、反潜和救援活动，不需要跑道，其使用灵活，机动性好；在民用方面因不受跑道限制，适合向大型发展。水机的缺点是：不能适应高速和超声速飞行，机身结构重量较大，抗浪性能要求高，维修不便和制造成本较高。

（撰写：王洪章 修订：赵群力 审订：任源博）

suishang feiji wendingxing

水上飞机稳定性 seaplane stability 又称水上飞机安定性。水上飞机在水面运动时，受到扰动后能恢复到原来运动状态的能力。它分为静水稳定性和波浪稳定性。通常，通过动力模型的静水面有干扰和无干扰稳定性试验及波浪稳定性试验，可确定水上飞机所固有的稳定范围和界限（见图）。为了保证安全，飞机起飞和着水滑行应在稳定区内进行。确定静水稳定性的准则，主要是水上飞机纵摇和升沉运动的幅值、频率及收敛程度。影响稳定性的因素有船底形状、重心位置等。



水上飞机起飞稳定界限

（撰写：航 科 审订：刘秋爽）

shuizaihe

水载荷 water load 水上飞机在水面运动时，水对飞机的作用力。主要有水撞击载荷、滑行载荷、船身底部局部压力和分布压力、水舵载荷和水喷溅等。其值可根据使用要求，应用流体动力学理论、水池模型试验和飞行实测确定。水载荷是水上飞机船身、主浮筒和机翼等部件的总体结构强度和局部结构强度的主要设计依据。

（撰写：郭余发 审订：何君毅）

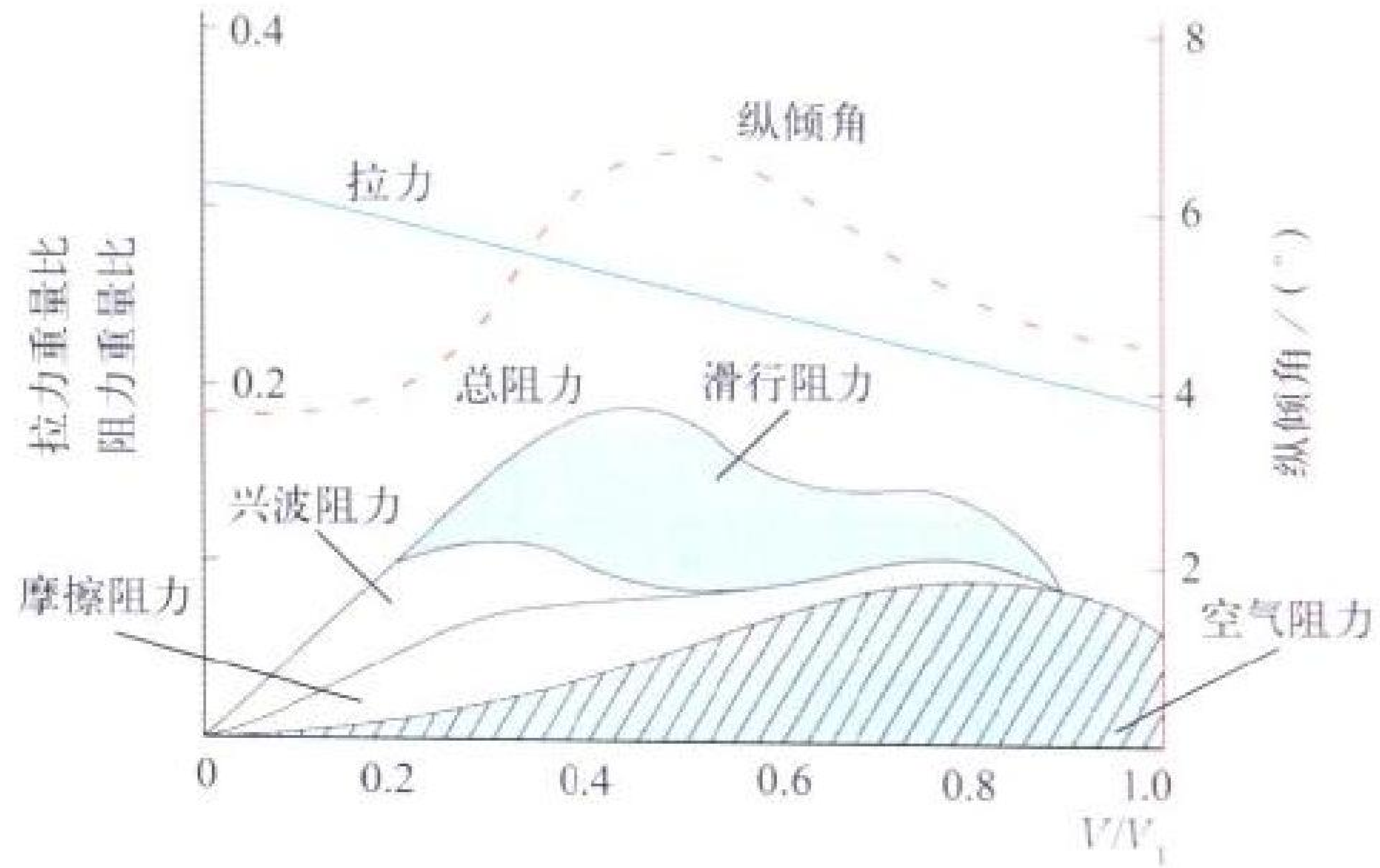
shuizhuangji zaihe

水撞击载荷 impact load on water 水上飞机着水时，飞机与水面产生相对撞击所引起的水对飞机的作用力。它与飞机的着水速度、下沉速度、水面波浪状况、飞机重量、飞机着水部位的船底斜升角等因素有关。其值可由水上飞机撞击理论计算确定，也可通过模型试验和试飞实测确定。撞击载荷是水上飞机主要受载情况。

（撰写：郭余发 审订：何君毅）

shuizuli

水阻力 water resistance 水上飞机在水面运动时，水作用在其船身上并与其运动方向相反的力。它包括摩擦阻力、兴波阻力和喷溅阻力（又称滑行阻力）等。水阻力及其各组成部分随速度的变化见图（均以相对值表示）。



水上飞机起飞过程中水阻力及纵倾角随速度的变化

V_1—离水速度；V—起飞速度

（撰写：航 科 审订：刘秋爽）

shunjiang

顺桨 propeller feathering 螺旋桨桨距在需要时改变到桨叶基本与飞行方向一致的状态或过程。发动机空中停车时，必须立即使螺旋桨变到顺桨状态。顺桨使螺旋桨在飞行中受到的阻力最小并使螺旋桨基本上不会被迎面气流吹动而自转。顺桨可提高飞行安全性，保护空中停车的发动机不进一步受损。现代螺旋桨发动机，尤其在多发动机飞机上，一般均能顺桨。（撰写：陈大光 审订：陈 光）

shuntai xingneng

瞬态性能 transient state performance 在发动机工作状态变化的过渡过程中，推力（或功率）、耗油率以及发动机工作过程参数随时间的变化关系。（撰写：张 津 审订：陈大光）

shuntai zhendong

瞬态振动 transient vibration 只在很短的有限时间里存在的振动。例如衰减振动（参见自由振动）、冲击振动等。（撰写：管 德）

sixianfa

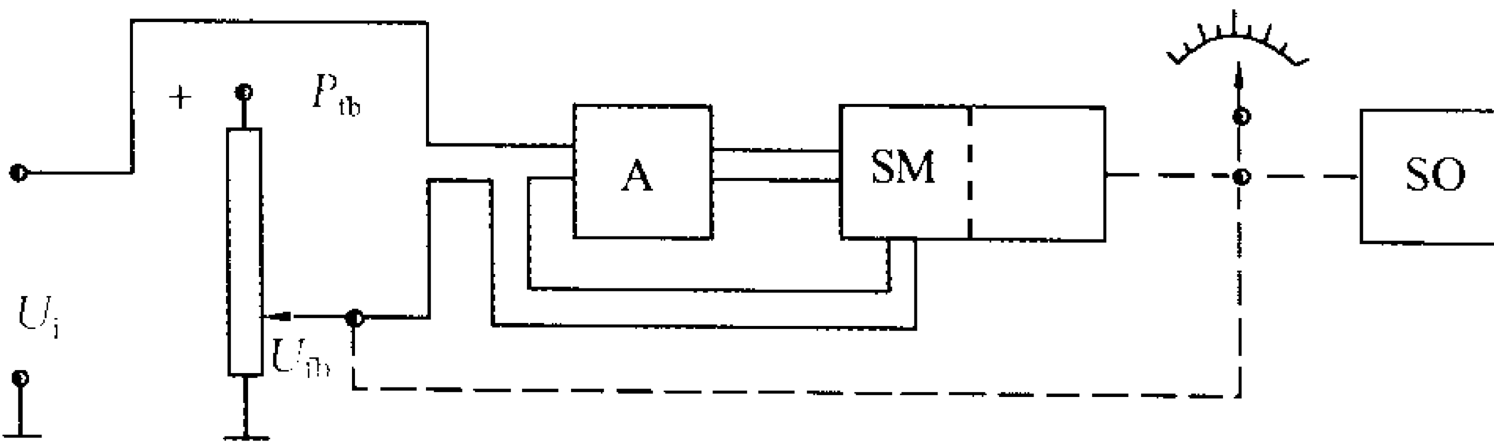
丝线法 tuft technique 将一种轻而软的纤维（例如丝线）的一端规则地粘在模型表面上，另一端使其自由，观察丝线在气流中的运动状态，以判断气流流动特性的方法。多用于低速风洞试验中观察模型表面的流态。当流动为层流时，丝线规则地紧贴在物面，几乎保持不动；湍流时，丝线出现抖动；快要分离时，丝线抖动加剧；分离时，丝线逆气流方向而卷起。将尼龙单丝经过荧光染色、柔化和抗静电处理后形成荧光微丝，其直径为 0.01 ~ 0.04 mm。在紫外线的照射下，荧光微丝发出辉光，可以清晰地显示表面流态。由于荧光微丝很细，贴在模型表面上对模型气动力的影响很小，因此可将荧光微丝流态显示和测力试验同时进行。将丝线或荧光微丝系在横跨气流的网格上，用于揭示空间流动特性，特别是旋涡流动，可以确定涡核的位置和旋转方向。（撰写：范洁川 审订：吕志咏）

siwei feixing daohang xianshiqi

四维飞行导航显示器 4D flight guidance display 又称合成视觉系统。传统的三维透视显示器（PFD）和导航显示器（ND）构成的系统。PFD 显示飞机在三维空间的位置和状态参数，包括飞机的航向、速度和高度。对这些参数不仅有数字显示，还有形象生动的图形显示。通过机载数据库的支持，可以模拟出飞机周围的障碍物，包括其他飞机、山脉、河流。飞机着陆时，还可以模拟出一条虚拟的安全通道以使飞机安全降落。ND 提供飞机的俯视图，显示飞机预定航线在水平面的投影，同时也显示在飞机周围其他的飞机、威胁地形、山脉。ND 一方面可以避免飞行偏离航线；另一方面可以保证驾驶员安全地避开危险地带。在能见度极低或在极其恶劣的地形跟随的情况下，PFD 和 ND 相互配合，可以给驾驶员提供一个形象生动、安全准确的飞行导航系统。（撰写：车海港 审订：陆润生）

sifu yibiao

伺服仪表 servo instrument 采用伺服系统的仪表。它的主要特点是精度较高。有一类伺服仪表中有伺服电机，可带动多个信号输出装置而输出多种信号。图中所示的框图是一种伺服仪表原理图。输入信号电压 U_i 和反馈电位计输出电压 U_{fb} 之差，经放大器放大后带动伺服电机测速机组，测速机输出的电压用于改善伺服系统的动态性能。伺服电机经减速器（图中用虚线表示）带动反馈电位计的电刷移动，直至反馈电位计输出电压和输入信号相等时，伺服电机停止转动，系统



伺服仪表原理图

P_{fb}—反馈电位计；A—伺服放大器；SM—伺服电机测速机组；SO—信号输出装置；U_{fb}—反馈电位计输出电压；U_i—输入信号电压

处于平衡状态。这时反馈电位计电刷的位置，便反映输入信号的大小。伺服仪表的输入信号 U_i 来自什么传感器，它便是什么仪表。若 U_i 来自空速（或高度）传感器，这仪表便是伺服空速（或高度）表。（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

songshache shijian

松刹车时间 brake release time 刹车操纵力突然降至零时，施加于机轮刹车装置的刹车压力由最大值降至最大值的 10% 所需的时间。松刹车时间与刹车时间共同反应刹车操纵的快速性。影响松刹车时间的因素有刹车装置容腔的大小、导管的长度与直径、刹车系统部件的品质等。（撰写：胡枫梧 审订：杨燕生）

sousuo yu jiuyuan zhishengji

搜索与救援直升机 search and rescue helicopter 用来搜索与救援遇险、遇难人员的直升机。它可在陆地、水面或海上执行任务。这类直升机通常航程较大，续航时间较长，装有搜索、探测电子设备和救生绞车、吊篮等设备，常在悬停状态下作业。（撰写：张晓谷 修订：温清澄 审订：杨惠琴）

sudu bianjieceng

速度边界层 velocity boundary layer 简称边界层，又称附面层。见边界层。

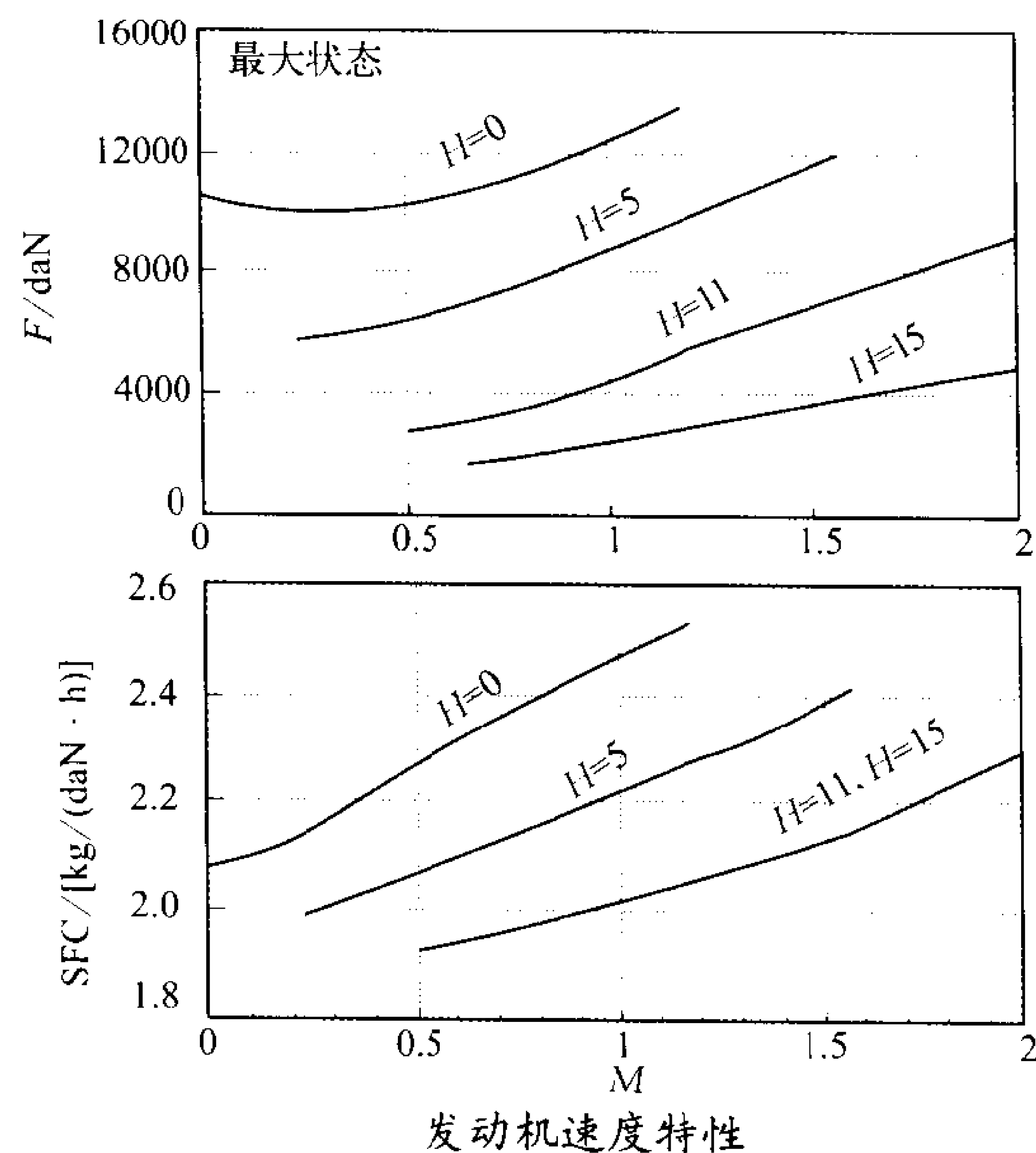
sudu mohu

速度模糊 velocity ambiguity 脉冲多普勒雷达工作在中低重复频率时，由于频谱重叠现象引起所测目标速度的混淆，难以分辨目标真实速度的现象。相参脉冲雷达利用测量目标回波谱线相对于发射谱线的多普勒频移 f_d 来确定目标相对雷达的径向速度 $v_r = \lambda f_d/2$（λ 是发射波长）。当 $f_d \leq f_r/2$（f_r 是发射脉冲重复频率）时，所测的目标速度不模糊；当 $f_d > f_r/2$ 时，它将与 $(f_d - nf_r)/2$（n 为正整数）的目标速度相混淆。脉冲多普勒雷达工作在中和低重复频率波形时，将分别发生轻度和高度的速度模糊，工作在高重复频率波形时，不发生速度模糊。（撰写：林宏基 修订：许伟武 审订：包德聪）

sudu texing

速度特性 velocity performance, performance lapse with speed

在给定的飞行高度、发动机工作状态和控制规律下，发动机推力(或功率)和耗油率随飞行速度(或飞行马赫数)的变化关系。发动机每种工作状态都有对应的速度特性。图中给出发动机最大状态下不同飞行高度的典型速度特性，速度特性是飞机选择动力装置的重要依据之一。



发动机速度特性

(撰写：张 津　审订：陈大光)

sudu wendingxing

速度稳定性 speed stability 指速度的纵向稳定性。它包括纵向静稳定性、长周期稳定性和飞行轨迹稳定性。速度纵向静稳定性指飞机在配平状态受到扰动时，飞机速度不应有非周期发散趋势，在规定的配平速度变化范围内俯仰操纵力和位移随速度变化是平滑的，而且局部梯度稳定(3级品质或跨声速飞行时可以适当放宽要求)。长周期稳定性指飞机在非跨声速段飞行时，长周期速度振荡过程的阻尼比应满足品质规范相应级别的定量要求。飞行轨迹稳定性指驾驶员不改变油门位置，只改变俯仰操纵来保持航迹倾角时，航迹倾角随空速变化的曲线斜率应满足规定的量值。

(撰写：张汝麟　审订：王占林)

suxing lixue

塑性力学 theory of plasticity 固体力学的一个分支，研究在加载时当物体某些点应力超过屈服应力后应力、应变关系及其分布规律的学科。塑性力学中平衡与几何方程与弹性力学没有差别，但在本构方程方面却要考虑材料屈服准则与不可恢复变形，材料屈服后应力与应变成何种关系以及卸载再加载屈服应力提高(或降低)的强化(或软化)现象等三个重要的物理现象，方程是非线性的。对一维问题，上述问题易于解决，因为物体中一点仅一个轴向应力可按材料实验决定屈服条件以及屈服后应力与应变关系。对于多维问题则复杂得多，固体中一点的应力有六个分量，必须考虑它们的组合情况，因而针对不同材料不同学者提出不同的理论，其目的是将多维应力状态同单轴应力等效起来，当其等效应力达到单轴屈服应力时，判定材料进入塑性。对于金属材料最常用的有屈雷斯卡(Trusca)与米赛斯(von Mises)理论。描述材料强化(软化)的理论统称强化(软化)理论，主要有各向同性、随动及联合强化(软化)三种，它们分别具有计算简单、适于周期载荷及结果精确的特点。描述材料屈服后应力与应变关系的理论分为增量(亦名流动)理论与全量(亦名形变)理论。前者建立应力微分与应变微分(增量)间关系，它可描述塑性应变的历程，但计算复杂。后者建立应力与应变全量间的关系，它不能反映塑性应变历程，且应力与应变间存在一一对应的关系，这是不符合真实情况的，但计算简单。目前由于计算手段的进步，增量理论应用更广泛。由于塑性力学建立的最后控制方程是非线性性质，求其解析解很困难，当前主要用数值解。塑性力学应用范围广泛，对解决如何发挥材料的潜力、物体局部进入塑性后的分析、压力加工的过程仿真、弹塑性断裂力学、低周疲劳分析均起着重要作用。

(撰写：何君毅　审订：张彩行)

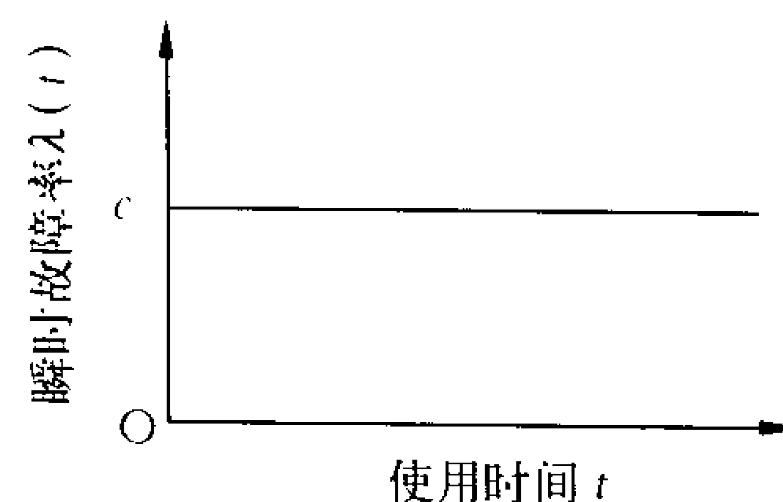
suiji gongchengshi

随机工程师 flight engineer 又称飞行机械师。协助机长工作，并负责关于飞行手册、使用手册和公司工作指导中规定的适合于安全飞行的航空器系统操作和性能的工作。随机工程师应具备冷静的头脑和良好的品行，以积极的态度和强烈的责任感履行其职责，应持有运输部门颁发的对有关航空器有效的飞行机械师执照，应按照民用航空法规定的要求获得飞行人员健康证书。

(撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强)

suiji guzhang

随机故障 random failure 又称偶然故障。发生的时间与部位都是不确定的和不能预测的故障。它服从指数分布。不管产品用了多久，在考察时刻的瞬时故障率是常数(见图)。预防性维修对于随机故障是无效的。通常认为，电子产品的故障是随机的。按照以可靠性为中心的维修理论：复杂产品，如无薄弱环节，只要其部件随坏随修的话，则产品本身的故障是随机的，即在其使用期内，故障率几乎不变。



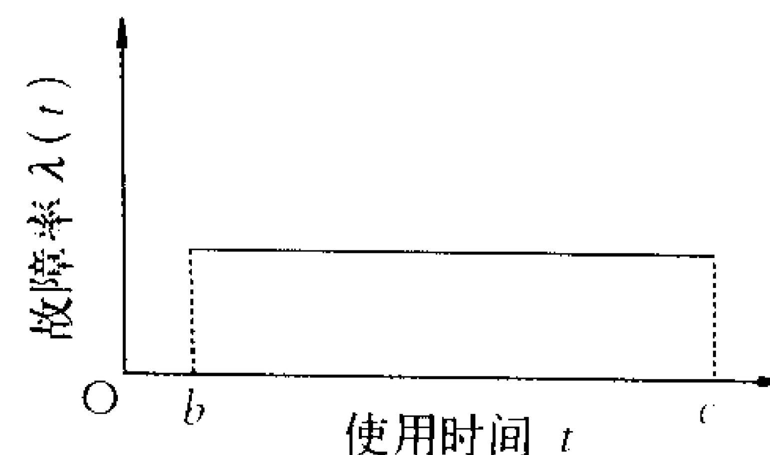
瞬时故障率示意图

故障服从指数分布的产品的瞬时故障率为常数

(撰写：王立群　审订：姬永兴)

suiji guzhangqi

随机故障期 random failure period 又称偶然故障(失效)期或随机失效期。产品瞬时故障率 $\lambda(t)$ 基本上不随使用时间的变化而变化的一段产品使用期(见图)。它是产品的主要使用期。对有早期故障期的产品来说，随机故障期接着早期



随机故障期示意图

区间 bc —— 随机故障期

故障期出现；对无早期故障期的产品来说，通常，产品一投入使用就进入随机故障期。要降低随机故障率，只有修改产品的设计和(或)制造或修理工艺，而预防性维修对之无效。产品一般都有随机故障期；但也有少数产品无随机故障期，在它们的主要使用期中，瞬时故障率 $\lambda(t)$ 随使用时间的增加而缓慢上升或下降。　（撰写：王立群　审订：耿荣生）

suiji shebei

随机设备　flyaway equipment　按照规定的比例随新飞机配备出厂的维修（含工具）设备的统称。通常有单机配 1 套 (1 : 1)、4 机配 1 套 (1 : 4) 和 24 机配 1 套 (1 : 24) 等多种配套类别。通常按小比例配套的随机设备配属于机务大队的机务分队，按大比例配套的随机设备配属于机务大队的定检中队或歼击机、强击机部队的团修理厂。通常随机设备主要是外场使用的各种原位检测设备。用于定期检修的离位检测设备需由使用方单独订货。（撰写：侯志刚　审订：王立群）

suiji zhendong

随机振动　random vibration　未来任一给定时刻的瞬时值不能用确定性的函数预计，但又有一定统计规律的一种振动。与确定性振动(无论是周期性或非周期性)不同，随机振动指的不是单个现象，而是大量现象的集合。随机振动的统计表征量主要是：(1) 表征随机振动幅值的均方值(幅值平方的平均值)，或者用它的平方根(均方根值)。(2) 表征随机振动中各种频率所占比重的功率谱，包含频率范围宽的叫宽带随机振动，反之，叫窄带随机振动。(3) 表征不同大小的幅值出现概率的概率分布、概率密度。飞机在不平稳气流中飞行时所遇到的振动就是一个例子。激励是个随机过程，响应也便是个随机过程。在各种随机过程中，如果统计特征不随时间改变，称为平稳的；进而若能以一个有限长度的样本的统计特性表示总体的统计特性则称为各态历经的。由于工程中不可能获得无限长时间的样本记录，只能假设所研究的随机振动属于平稳各态历经的，除非有足够的证据能够否定它。

（撰写：张躬行　审订：管　德）

suijia zhandoubu

碎甲战斗部　armor-defeating warhead　利用应力波形成的碎甲效应破坏装甲目标的战斗部。装填塑性炸药且装药量大以及特殊的壳体结构设计，利于炸药堆积和增强碎甲效果。由于应力波在装甲界面处要产生反射拉伸应力波，使碎甲效应明显减弱，故不适于攻击复合装甲目标。碎甲战斗部还有一定的杀伤爆破作用。

（撰写：施广水　审订：王祖典）

sunshang lixue

损伤力学　damage mechanics　研究结构元件在一定载荷谱与环境谱的作用下损伤演化并最终导致破坏的历程和规律的工程学科。它是固体力学的一个重要分支。在损伤力学中，除需要引入位移场、应变场与应力场外，还须引入损伤场用于表达上述历程，因此需要建立力学、几何与本构方程。此外还需补充损伤演化 (damage evolution) 方程，以便使控制方程个数与场量个数相同，达到求解上述场量之目的。在损伤力学中，必须在引入坐标自变量之外，再引入载荷持续时间或重复次数以描述各种场量随广义时间的变化情况。

由损伤概念的引入到损伤力学的形成，关键在于考虑损伤场与应力场、应变场的互耦效应，即在本构关系中引入损伤作为参数，以反映损伤的存在与演化对本构关系的影响，也就是既要考虑由于应力场与应变场的不均匀性所产生的损伤场的不均匀性，同时又要考虑由于损伤场的不均匀性(即材质恶化的不均匀性)所产生的应力场与应变场的变化。

早期的疲劳与蠕变研究中已经引入损伤概念，用以预估构件寿命，但是没有考虑损伤场与应力场、应变场的互耦效应。损伤力学使疲劳强度的研究由单纯建立在实验基础之上的感性认识发展成实验与分析相结合的理性认识，将疲劳与断裂的研究统一起来并对在一定载荷与环境谱作用下的构件寿命预估工作发挥指导作用。

（撰写：张　行　修订：郦正能　审订：张躬行）

sunshang rongxian

损伤容限　damage tolerance　在规定的未经维修的使用阶段内，结构抵抗由于存在瑕疵、裂纹或其他损伤导致破坏的能力。结构损伤容限特性表征当结构存在裂纹或局部零件破坏时仍能承受足够的载荷，并且损伤或裂纹扩展缓慢、在规定的检查周期内(或指定的寿命期间)决不会达到危险尺寸，即不会产生快速扩展而导致结构破坏。

由于材料科学的发展，高强度材料不断出现。材料的强度越高，断裂韧性就越低，对裂纹就越敏感。计算方法和试验技术提高后，使减小安全系数成为可能，实际上也降低了安全储备。在加工、运输和安装等过程中，即使严密控制材料和加工工艺的质量，也难以避免在结构中存在初始缺陷。同时在结构使用中，在疲劳载荷作用下，在结构的应力集中处就会产生微小的裂纹，裂纹的扩展会导致结构发生“低应力脆断”。为保证飞机安全性，在 20 世纪 70 年代，美国空军提出在飞机结构设计中引入“损伤容限”概念。美国 1974 年制定的军用规范 MIL-A-83444 (USAF)，提出飞机损伤容限要求，初次在 B-1、F-14、F-15 等新机设计时应用了上述新规范。目前“损伤容限”概念已应用到各种载人飞行器、汽车等金属和复合材料结构设计，并列入了各国民机和军机设计规范中。　（撰写：郦正能　审订：张躬行）

sunshang rongxian sheji

损伤容限设计　damage tolerance design　飞行器结构设计的一种原则，破损安全结构即基于此原则设计。它考虑到意外损伤的可能存在，即从飞行安全出发，假定新的飞机结构存在初始损伤，其尺寸依据制造厂无损检验能力确定，要求达到足够的检出概率，然后对带裂纹结构进行断裂力学分析或试验，确定裂纹在变幅载荷下扩展到临界尺寸的周期，由此制定飞机检修周期，即

$$\text{检修周期} = \text{裂纹扩展周期} / \text{分散系数}$$

式中　分散系数考虑到裂纹扩展速率的分散性和误差，比安全寿命的分散系数要小得多，一般可取为 2 。裂纹的临界尺寸根据结构的残余强度不小于破损安全载荷的原则确定。破损安全载荷由强度规范规定，其数值因裂纹部位检测的难易而异。带裂纹结构的残余强度可用断裂力学方法计算或通过静力试验确定。在实际飞行器结构设计中，要求结构既有好的耐久性，即延迟开裂的特性，又有好的损伤容限特性，即裂纹缓慢扩展的特性。

（撰写：黄玉珊　修订：何君毅　审订：郦正能）

sunshang rongxian shiyan

损伤容限试验 damage tolerance test 按损伤容限准则设计的结构验证试验。试验可分四类：材料试验、质量控制试验、分析验证试验以及结构件试验。

材料试验为结构寿命分析和剩余强度计算提供基本的材料数据。主要的材料试验有断裂韧度试验，R 曲线、J 积分、能量释放率等测定，疲劳裂纹扩展率 (da/dN) 试验，应力腐蚀开裂和应力腐蚀疲劳试验等。

质量控制试验为初始质量控制评估、无损检测要求和材料质量控制提供基本数据。质量控制试验包括当量初始质量 (EIQ) 数据测定，保证无损检验 (NDI) 验证大纲实施的验证试验和材料质量控制试验。

分析验证试验是为了验证损伤容限分析方法的准确性。实际上是验证损伤容限分析软件的精确度。分析验证试验包括：与结构参数有关的应力强度因子计算验证试验，剩余强度计算模型和剩余强度验证试验，裂纹扩展模型和试验谱截除方法的试验，裂纹扩展寿命试验等。

结构的构件试验有两个作用：(1) 支持整个结构设计的验证；(2) 确定需要特别注意的结构区域。结构件试验包括连接件试验、部件试验、装配试验和全尺寸结构试验。试验内容应包括裂纹扩展寿命和剩余强度试验。试验采用与使用环境近似的飞续飞疲劳载荷谱。某些试验可以与耐久性试验结合，首先作耐久性试验，然后作损伤容限试验。对破损安全结构进行剩余强度试验时，应在达到临界裂纹尺寸前停止疲劳试验，否则无法确定止裂能力和剩余强度。

（撰写：郦正能　审订：张彤行）

suntou zhuangpei jianxi chuifeng lengque

榫头装配间隙吹风冷却 cooling of the air flow through the clearance between tenon and mortise 冷却空气通过涡轮叶片榫头与轮盘榫槽间的装配间隙对榫头和轮缘凸台作强迫对流冷却的方式。由于冷却是在叶片与轮盘的连接部位，可以有效地冷却和阻隔燃气通过叶片向轮盘的传热，从而既能有效地降低轮盘金属的平均温度，也能减小轮缘与轮心的温差，所以是一种简单而有效的涡轮转子冷却方法。

（撰写：杨燕生　审订：陈　光）

suoxu daohang xingneng

所需导航性能 required navigation performance (RNP) 见电子卷。

S

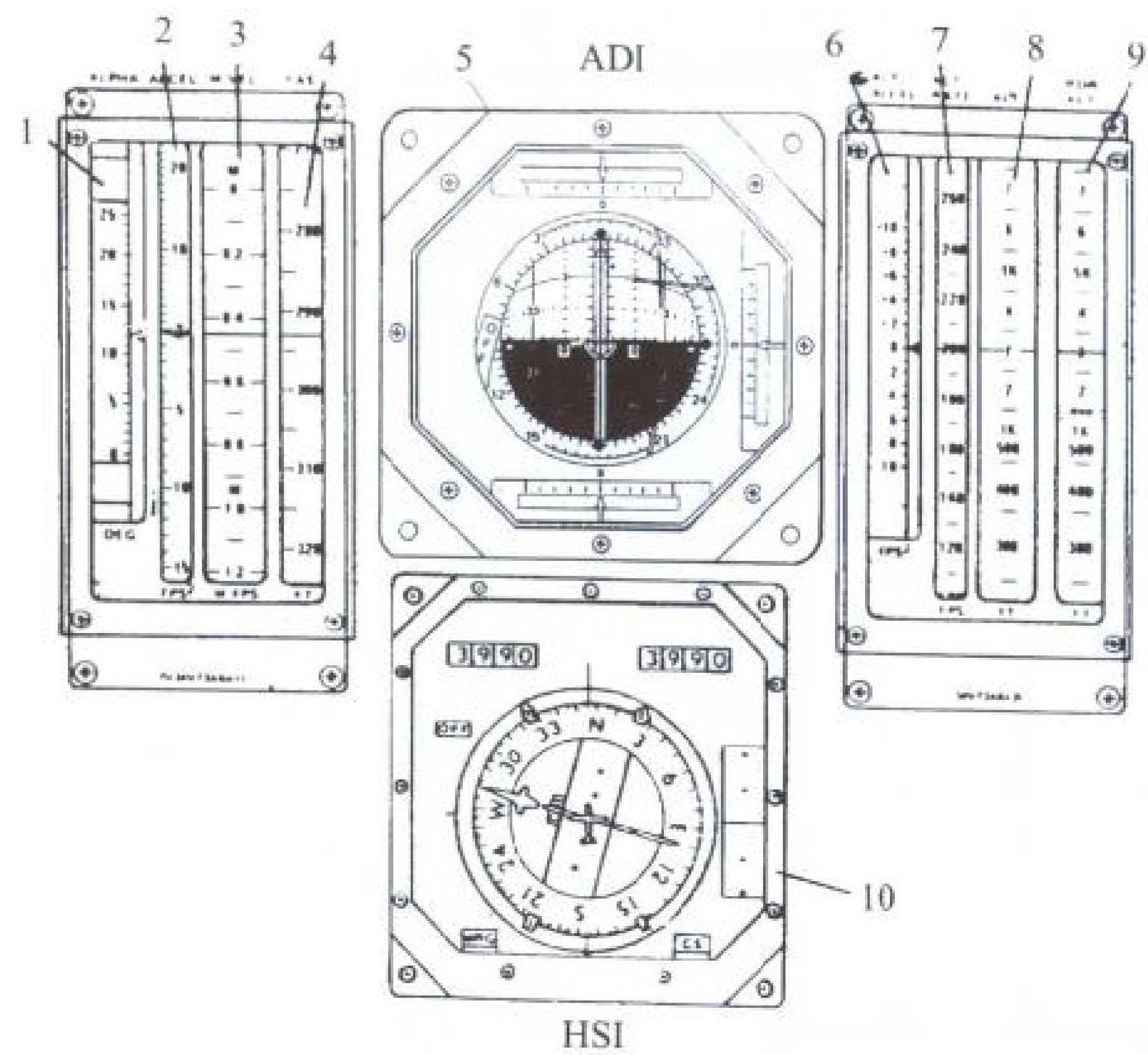


T xing weiyi

T形尾翼 T-tail 见水平尾翼。

T xing yibiaoban

T形仪表板 T shape instrument panel 按T字形布置的飞行器仪表板。在飞机和航天飞机上都有应用。美国航天飞机的T形仪表板包括4个大组合仪表，中间上、下两个组合仪表分别是三轴姿态指引指示器(Three-axis Attitude Director Indicator)，又称为垂直状态指示器(Vertical Situation Indicator, VSI)，和航道罗盘，又称为水平状态指示器(Horizontal Situation Indicator, HSI)。左、右两侧均为竖直刻度带式仪表。左边有迎角指示器、纵向加速度指示器、马



航天飞机上的T形布局仪表板

1—迎角指示器；2—纵向加速度指示器；3—马赫数指示器；
4—当量空速指示器；5—三轴姿态指引指示器；
6—高度变化加速度指示器；7—高度变化率指示器；8—高度指示器；
9—无线电高度指示器；10—水平状态指示器(航道罗盘)；
ADI—姿态指引指示器；HSI—水平状态指示器

赫数指示器、当量空速指示器组成的组合空速表。右边有高度变化率指示器、高度指示器、无线电高度指示器组成的组合高度表。根据文献介绍：高度变化加速度指示器、无线电高度指示器、水平状态指示器中的上方两个数字指示器和右侧面的指示器都空着没有使用。航天飞机仪表板上还设有气压式高度表、空速表、姿态指示器、加速度表和迎角指示器等备份仪表。在航天飞机上T形布局仪表板分别装在指挥长和驾驶员正前方的仪表板上，这种布置方法与当时典型双座飞机类似。 （撰写：黄俊钦 审订：王占林）

T zi deng

T字灯 landing T, wind T 标志飞机着陆方向和接地位置的灯。由21支或13支灯排成T字形，故名。设在着陆方向跑道的左侧，距跑道边5 ~ 15 m，距跑道头100 ~ 300 m的地方，T字头指示飞机的着陆方向。灯光为白色。由灯光变电站输送电源至塔台并由塔台控制。



T字灯

（撰写：范黎明 审订：姬永兴）

takang

塔康 tactical air navigation system (TACAN) 见电子卷。

tatai

塔台 control tower 供军队的飞行指挥员和值班人员，或民用航空塔台管制室的(有时也包括终端(进近)管制室的)空中交通管制人员进行工作的建筑物(或车辆)。固定塔台要求有一定的高度和合适的位置以便能够保证良好的视野。

（撰写：管 德）

taiyangneng feiji

太阳能飞机 solar-powered aircraft 以太阳能电池作为推进能源的飞机。太阳能飞机的动力装置由太阳能电池组、直流电动机、减速器、螺旋桨和控制装置组成。由于太阳辐射的能量密度小，为了获得足够的能量，飞机上应有较大的摄取阳光的表面积，以便铺设太阳能电池，因此太阳能飞机的机翼面积较大。美国在20世纪80年代初研制了“太阳挑战者”单



“开拓者”太阳能试验无人机

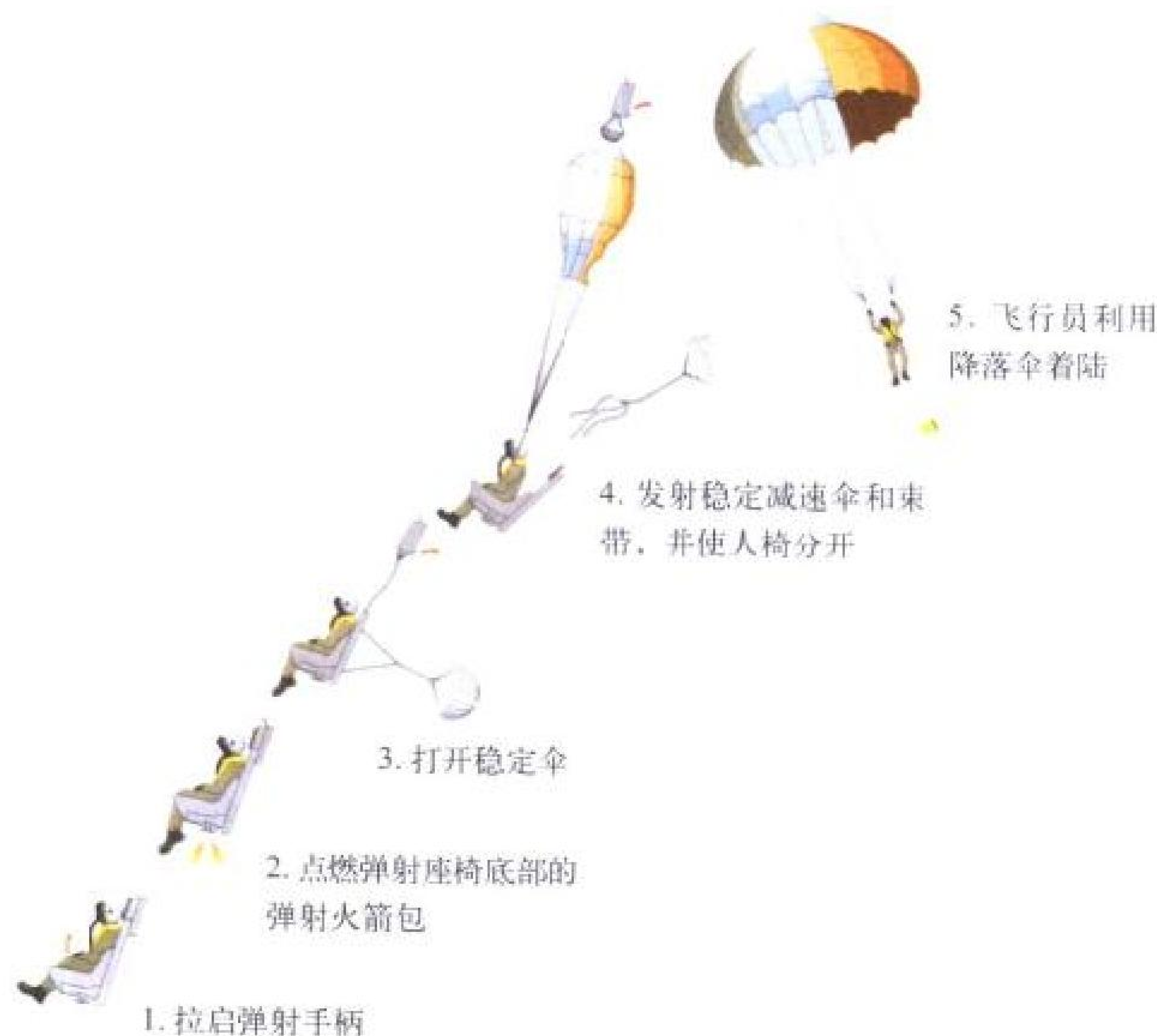
座太阳能飞机，机翼和水平尾翼上表面共有16128片硅太阳能电池，最大能输出3 kW以上的功率。这架飞机1981年7月

成功地由巴黎飞到英国。美国航空航天局还研制了无人驾驶的高空、低速遥控太阳能飞机，白天飞行时利用取得的太阳辐射能尽量爬高(或贮能于蓄电池内)，夜间利用高度作滑翔飞行(或由蓄电池取得能量)。这样依靠取之不尽的太阳能，可维持长时期的飞行。1995 年 9 月，美国研制的“开拓者”太阳能无人机飞行时间达到了约 12 h(见图)，飞行高度达到了 15392 m。这样的飞机可首先用于气象观测和侦察任务。

（撰写：路澧明　修订：赵群力　审订：任源博）

tanshe

弹射 ejection　又称弹射救生。应急情况下依靠弹射救生系统将乘员迅速弹离失事飞行器而获救的方法和过程。20 世纪 40 年代，因飞机飞行速度不断提高，乘员靠体力爬出座舱跳伞救生已不可能，出现了使用弹射座椅进行弹射救生；弹射方式有向上弹射、向下弹射、敞开式弹射、封闭式弹射、水下弹射、指令弹射等各种形式。弹射救生系统有弹射座椅救生系统和分离座舱两大类型。弹射座椅弹射救生全过程为弹射操纵、出舱阶段、自由飞阶段、人椅分离、乘伞下



典型的弹射救生过程

降着陆、生存待救。弹射是安全可靠、成功率高、广泛使用的航空救生方法，且以敞开式弹射救生系统向上弹射应用最广。飞机利用特种弹射器从航空母舰或其他舰艇上起飞的方法和过程也称为弹射。　（撰写：高闻天　审订：袁修干）

tanshe guiji

弹射轨迹 ejection trajectory　弹射救生过程中弹射救生装置(包括乘员)的质心所经过的路线。一般以出舱阶段结束瞬间为轨迹起点，乘员着地为轨迹终点，弹射轨迹的最高点称轨迹顶点。轨迹顶点相对轨迹起点水平线的垂直距离称轨迹高度。因坐标系不同分相对轨迹和绝对轨迹。相对轨迹是在飞行器体轴坐标系中所经过的路线，用以分析救生装置是否安全飞越飞行器垂尾等。绝对轨迹是在以大地为参照物的绝对坐标系中所经过的路线，用以分析最小安全弹射高度、稳降时间等。因弹射救生过程中救生装置的重量和质心的变化，弹射轨迹一般分两段研究：人椅分离前以人椅系统质心轨迹表示；人椅分离后以乘员质心轨迹表示。影响轨迹的因素很多，如飞行速度、飞行姿态、人椅系统的质量和气动特性、弹射角、弹射初速、火箭推力。为提高弹射救生成功率，必需控制弹射轨迹，如采用火箭助推装置、立姿制导系统、侧向轨迹发散火箭、飞行弹射座椅。设计各种推力矢量控制火箭装置和相应的传感器，采用微处理机进行程序控制和自动操纵座椅的飞行状态等来控制弹射轨迹，提高弹射座椅性能，是发展趋势。　（撰写：徐正忠　审订：袁修干）

tanshejiao

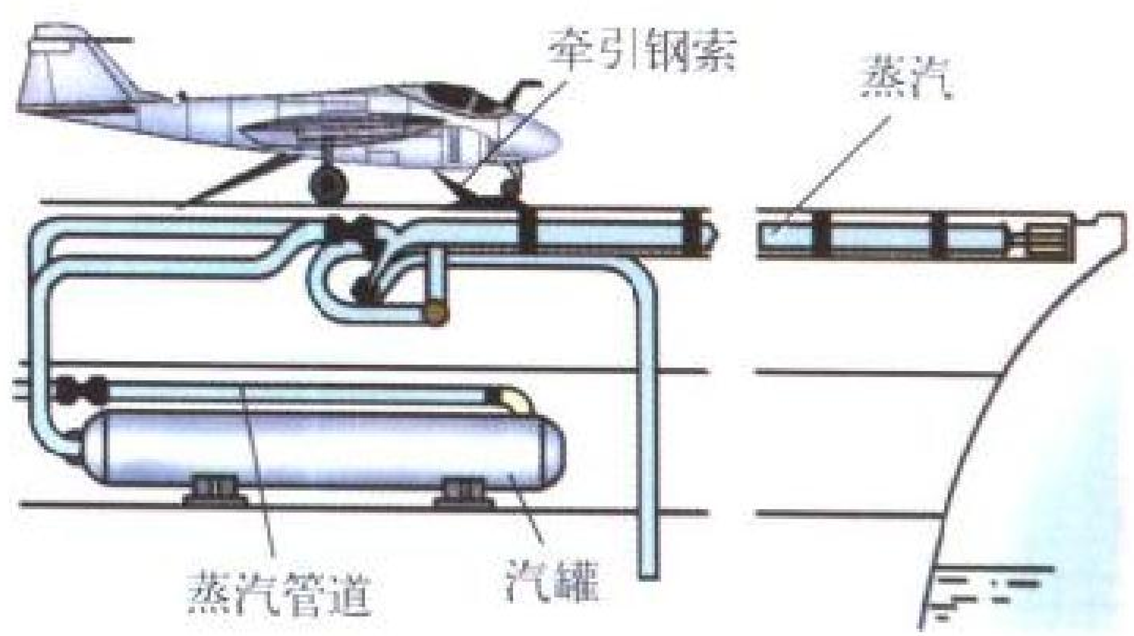
弹射角 ejection angle, angle of ejection　出舱阶段结束瞬间弹射座椅的弹射轴线与飞机体轴坐标系垂直轴的夹角。不计气动力影响，等于弹射座椅安装角。选择合适的弹射角能得到有利的弹射姿态和弹射轨迹。（撰写：徐正忠　审订：袁修干）

tanshe jiusheng

弹射救生 ejection escape　见弹射。

tansheqi

弹射器 catapult　使舰载飞机在很短距离内加速到起飞速度的弹射装置。弹射器装在甲板下面，弹射车轨道与甲板表面齐平(见图)。飞机通过系机索与弹射车相连，弹射车则由



蒸汽弹射器示意图

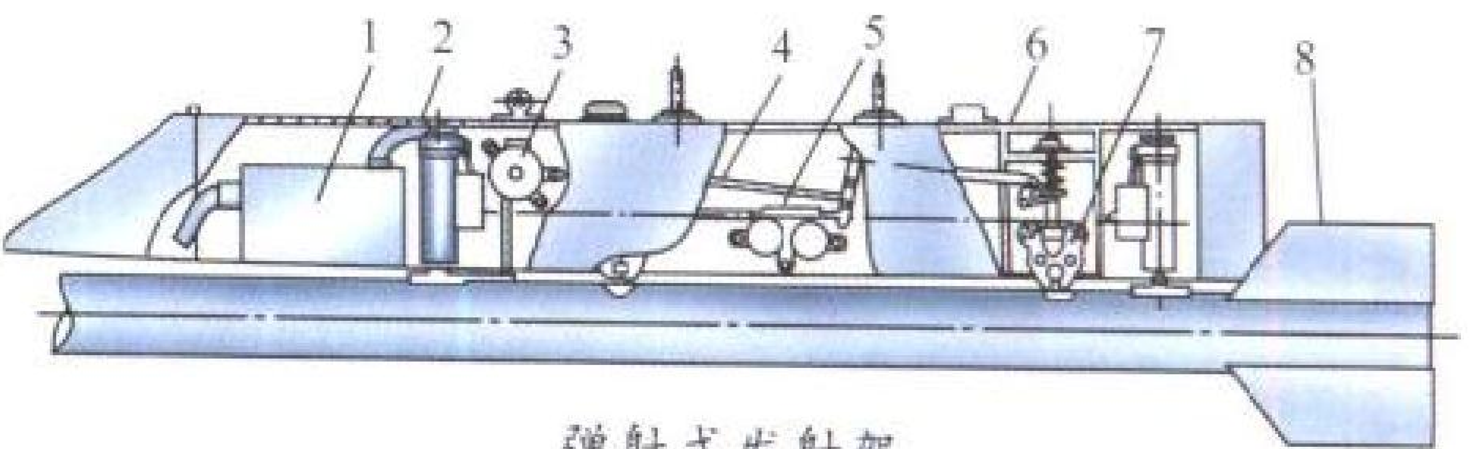
蒸汽动力推动的活塞带动。弹射前，爪卡装置调节弹射车的向前位置，使系机索与着舰钩牵制装置都处于张力状态。起飞时，飞机与弹射车一起由活塞带动加速前进，着舰钩牵制装置随即脱开。到达弹射终点时，飞机达到起飞速度，活塞开始刹车，系机索自动从飞机上脱开，飞机即起飞升空。活塞的刹车，靠截断蒸汽来路与活塞行程末端的水制动来完成。其后，返回机构把活塞和弹射车带回到初始弹射位置，以备再次弹射。大型航空母舰上，一般有 2 ~ 4 套弹射器。装 4 套时，能在 15 ~ 20 s 内弹射一架飞机。

（撰写：魏志祥　审订：王立群）

tansheshi fashejia

弹射式发射架 ejection launcher　带弹射机构的一种发射架。一般由基体、弹射机构、挂弹机构、协动联锁机构和弹射发射电路盒组成(见图)。

根据弹射发射程序，载机飞行员通过点火电路点燃燃气



弹射式发射架

1—弹射发射电路盒；2—弹射机构；3—延迟点火机构；4—协动联锁机构；5—燃气发生器；6—基体；7—挂弹机构；8—导弹

发生器的火药弹，火药燃气作用于协动联锁机构，解除保险并释放弹钩，同时驱动弹射机构，对导弹施加推力，将导弹弹离载机，在导弹达到预定的距离和姿态时，延迟点火机构再点燃导弹发动机。（撰写：刘国梁 审订：王祖典）

tanshe shiyanji

弹射试验机 ejection test aircraft 飞行弹射试验用的有弹射试验舱和测试设备的飞机。一般由具有前后舱的双座歼击机、教练机或轰炸机改装而成。前舱为驾驶员座舱；后舱根据各种不同的试验对象改装成弹射试验舱。被试弹射救生系统或其子系统置于试验舱内，由前舱驾驶员操纵电击发装置进行弹射点火，在预定的弹射区域内将被试对象弹射出来。测试设备有飞行状态记录仪器、高速摄影机、遥测发射设备（部分置于假人上）等，一般装于试验舱、机翼、尾翼等部位，与地面测试设备一起记录弹射全过程的情况及各种试验参数。弹射试验机可用来进行弹射救生系统及其子系统的研究和鉴定试验、人体生理试验等，是弹射救生系统飞行试验中不可少的试验运载工具。弹射试验时，试验舱承受很大的弹射动力作用，应具有足够的强度。弹射试验机对弹射动力的干扰应有良好的稳定性和操纵性。

（撰写：高闻天 丘平 审订：袁修干）

tanshe shiyan jiaren

弹射试验假人 ejection test dummy 模拟人体条件供弹射试验用的人体模型。它是代替真人进行弹射试验的试验设备，也用于人用伞空投试验。其结构由金属骨架外包橡皮制成，在外形、尺寸、质量、质量分布、转动惯量、各关节活动力和幅度等各方面较准确地模拟真人。胸腹腔内放置传感器、遥测数据发射设备、微型记录设备等。中国和美国制成有第5、第50和第95百分位的假人，代替真人进行试验。一些国家还在研制各种新型仿真假人，将在表面弹性、头和四肢活动灵活性等方面更接近真人。随着机器人制造技术的发展，假人将会具有智能系统，模拟真人完成弹射操纵等动作。（撰写：徐正忠 审订：袁修干）

tanshe sunshang

弹射损伤 ejection injury 驾驶员在弹射过程中，受弹射过载、气动减速过载、开伞动载、着陆冲击过载及高速气流吹袭等因素造成的人体损伤。

（撰写：袁修干 审订：杨燕生）

tanshe zuocang

弹射座舱 ejection escape module 见分离座舱。

tanxing lixue

弹性力学 theory of elasticity 又称弹性理论。固体力学的一个分支，研究弹性物体在外力或其他因素作用下产生的变形、应变、应力及稳定性问题。所谓弹性体是指变形固体卸载后完全恢复加载前的构形，不留任何残余变形。它是结构力学、塑性力学的基础。经典弹性力学基本规律完全符合固体力学三个基本方程（参见固体力学），仅将本构方程限制在符合广义胡克定律的线弹性体范畴内，同时仅考虑小变形时线性几何关系。但目前根据研究对象的物质性质、变形状况及工作环境的不同，弹性力学又发展为主要针对大变形和非线性弹性的（如橡胶类材料）非线性弹性力学；考虑与时间及粘性相关的粘弹性力学；考虑高温条件的热弹性力学；考虑空气动力、惯性力与弹性体交互作用的气动弹性力学以及光测弹性力学等分支。对弹性理论建立的方程求解，除传统的解析法、能量法外，当前主要采用数值方法，它解决了过去无法求解的边值与初值问题，是弹性力学的一大进步。

（撰写：何君毅 审订：张躬行）

tanxing moliang

弹性模量 elastic modulus 见综合卷。

tanxing zhicheng

弹性支承 flexible support 又称弹性支座或柔性支承。刚性远低于转子轴的刚性、用以安装转子轴承的安装座。采用弹性支承的转子，其低阶临界转速低于常用的工作转速，称为柔性转子，在常用的转速下振动小。但是在转子由起动到大转速的过程中，要经过振幅极大的转速区域，为此，除快速通过该区域外，还要设置限幅器。在航空发动机中，常用的有鼠笼式弹性支承（见图1）、拉杆式弹性支承（见图2）和波纹环式弹性支承（见图3）等。

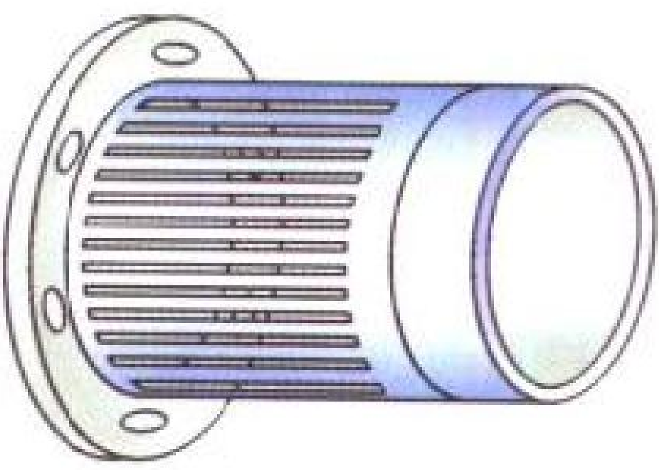


图1 鼠笼式弹性支承

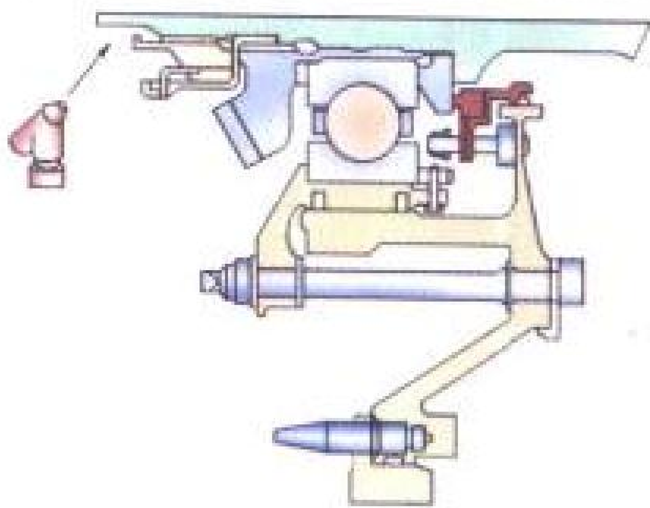


图2 拉杆式弹性支承

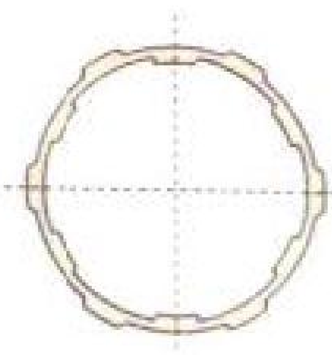


图3 波纹环式弹性支承

（撰写：陈光 审订：陈大光）

tanshimo mifeng

碳石墨密封 carbon graphite seal 以碳石墨环为密封件的接触式密封装置。通常分为弹簧加载的端面密封、圆周密封和环密封。

(1) 端面密封：静止的碳石墨环前端面在弹簧力和两侧压差的作用下，压在与轴一起旋转的密封挡环上，形成接触式动密封。碳石墨环与石墨座间的缝隙用两道涨圈抵在碳石墨环的外径上，形成次密封。工作时，碳石墨端面与动环间有相对摩擦，当碳石墨磨损后，碳石墨环在弹簧力的作用下可有微量轴向移动，以补偿磨损量（图1）。

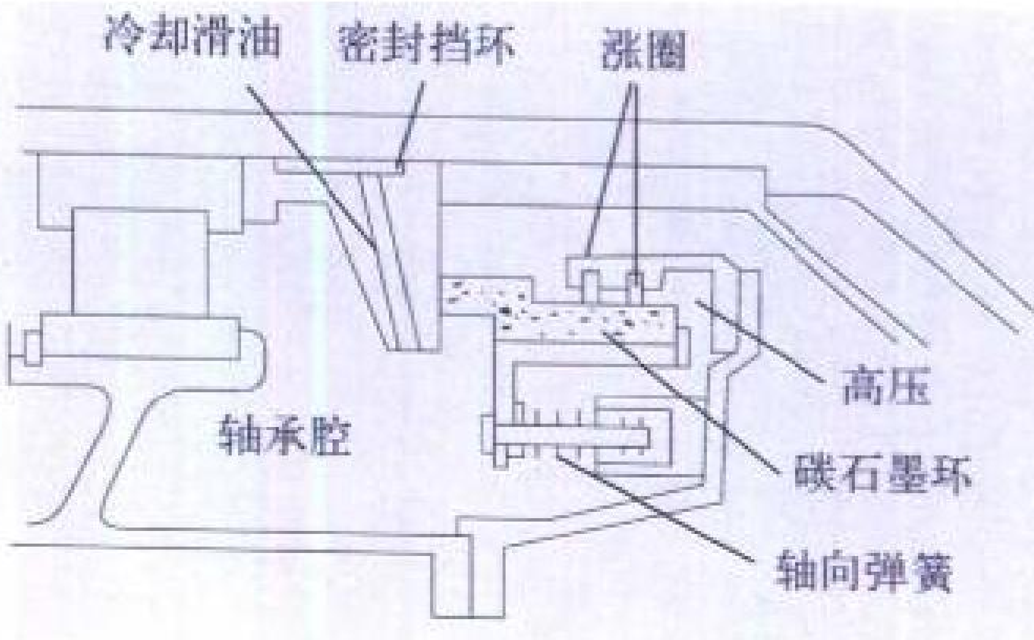


图1 碳石墨端面密封

(2) 圆周密封（图2）：碳石墨圆周密封件沿圆周分成几段，用周向弹簧将其箍紧到密封跑道上。各分段之间留有适

当的接缝间隙，以补偿密封表面的磨损和制造误差。动态泄漏途径在内径处，称为主密封面，轴向端面为次密封面。

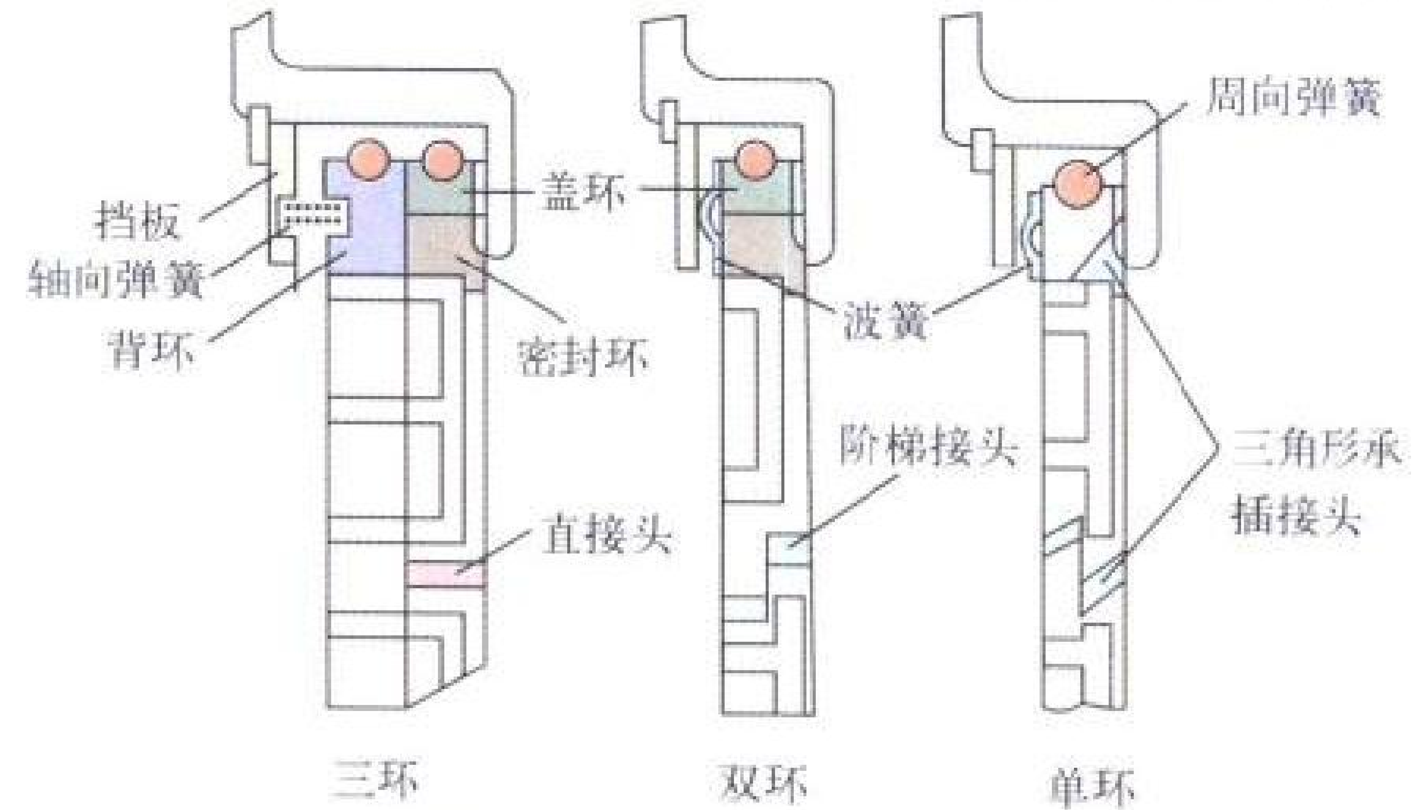


图 2 圆周密封的结构形式

(3) 环密封：环形密封件是一个碳石墨开口环，可以做成膨胀式结构，也可做成收缩式结构。膨胀式结构是两个简单的圆环，两圆环有各自的支撑环，之间用弹簧使密封环与挡板贴合（图 3），通常称为背对背密封。单环碳石墨环的工作原理同金属涨圈。

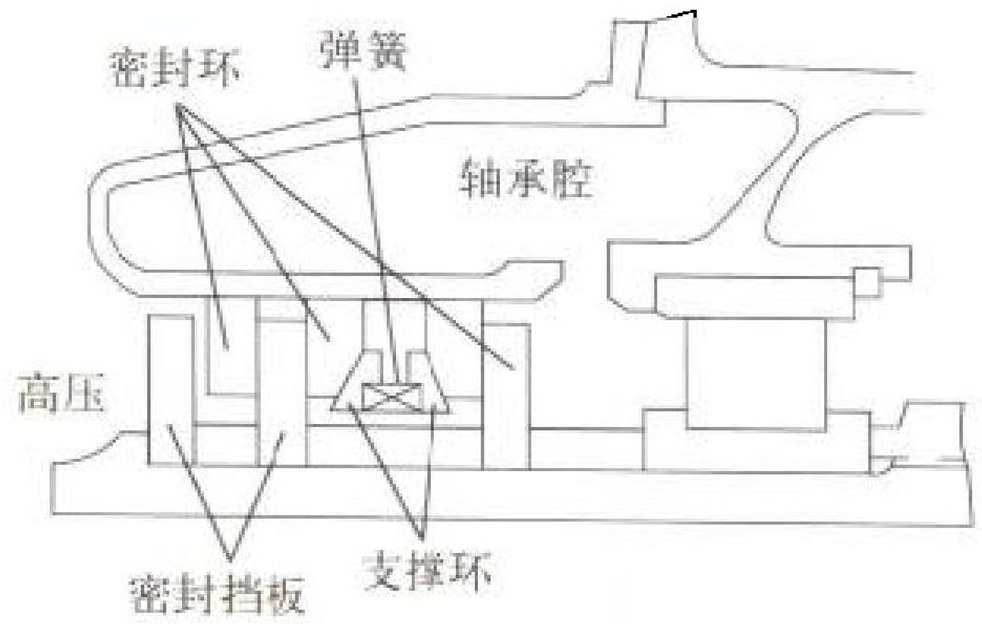


图 3 单环和背对背环密封

（撰写：林基恕 审订：陈 光）

tanxianwei shimo zhadan

碳纤维—石墨炸弹 carbon-graphite bomb 见兵器卷碳纤维战斗部。

teji feixing

特技飞行 acrobatic flight 驾驶员操纵飞机急剧地改变飞行状态和运动参数，并按标准化轨迹进行的机动飞行。特技飞行最突出的特点是飞行状态、高度、速度、方向和过载等参数急剧地变化。驾驶员必须随时判明飞行状态，了解运动参数的变化，及时准确地操纵飞机按标准化轨迹运动。特技飞行中驾驶员常因过载大而出现“黑视”现象。为了增强抗荷能力，推迟“黑视”的产生，驾驶员要穿抗荷服。特技飞行对提高驾驶员飞行驾驶技术、增强耐力、培养勇敢精神和充分发挥飞机性能都有着重要的作用。特技飞行是歼击机驾驶员空战战术的技术基础。特技飞行按空间位置分水平面、铅垂面和空间特技。按飞机数量分单机和编队特技（如图 1 所示）。按高度分为低空、中空和高空特技。按复杂程度分简单特技、复杂特技和高级特技。简单特技包括盘旋、小于 45° 俯冲角的俯冲、跃升和上升转弯等；复杂特技包括半滚倒转、筋斗、半筋斗翻转、斜筋斗、大于 45° 俯冲角的俯冲、上升转弯、跃升和横滚等；高级特技包括水平 8 字（如图 2 所示）、上下横 8 字、半筋斗翻转加横滚、慢滚、多次水平横滚、上升和下滑多次横滚、双上升转弯和跃升加盘旋等。特技飞行中通常由几个特技动作组合在一起，连贯起来完成。特技飞行最好的活动高度是中空，低空不安全，高空受飞机性能的限制。

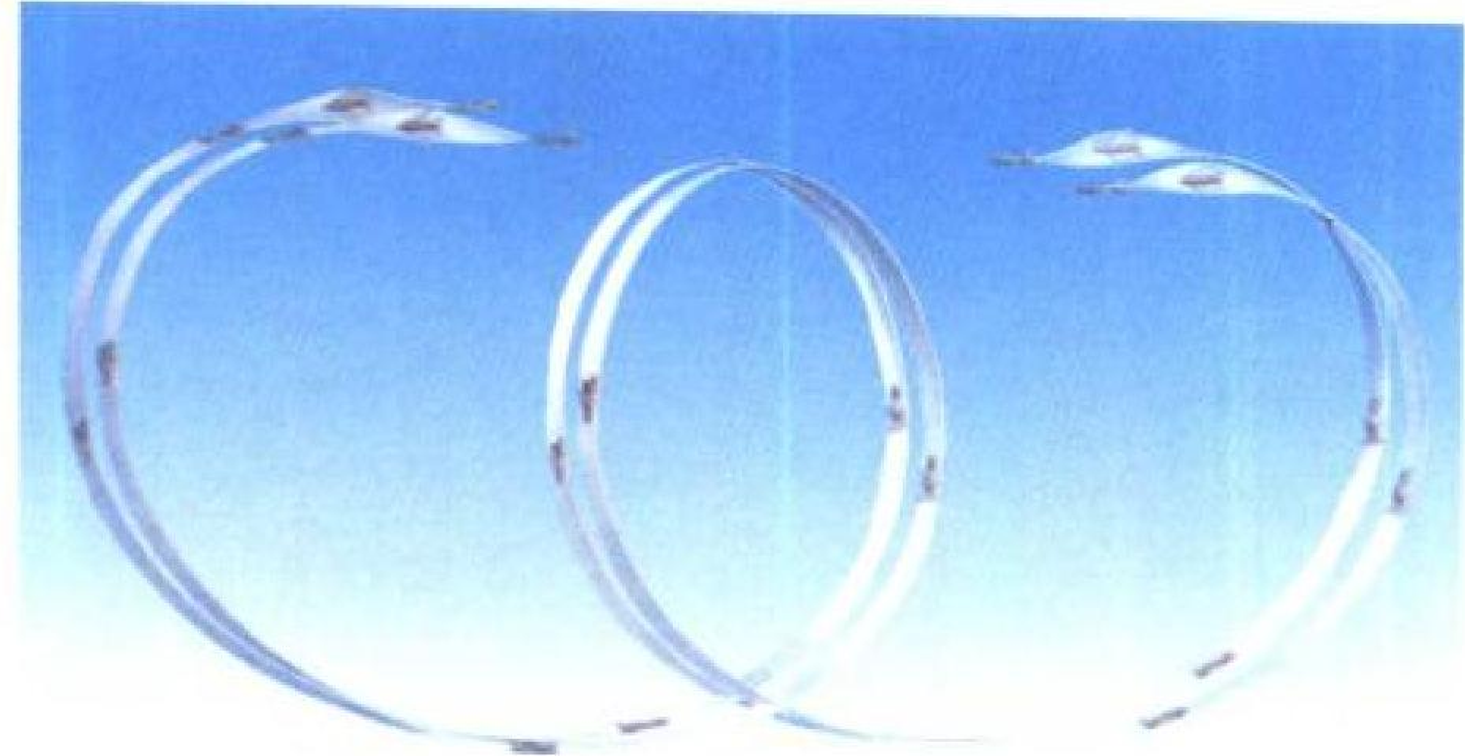


图 1 双机特技飞行

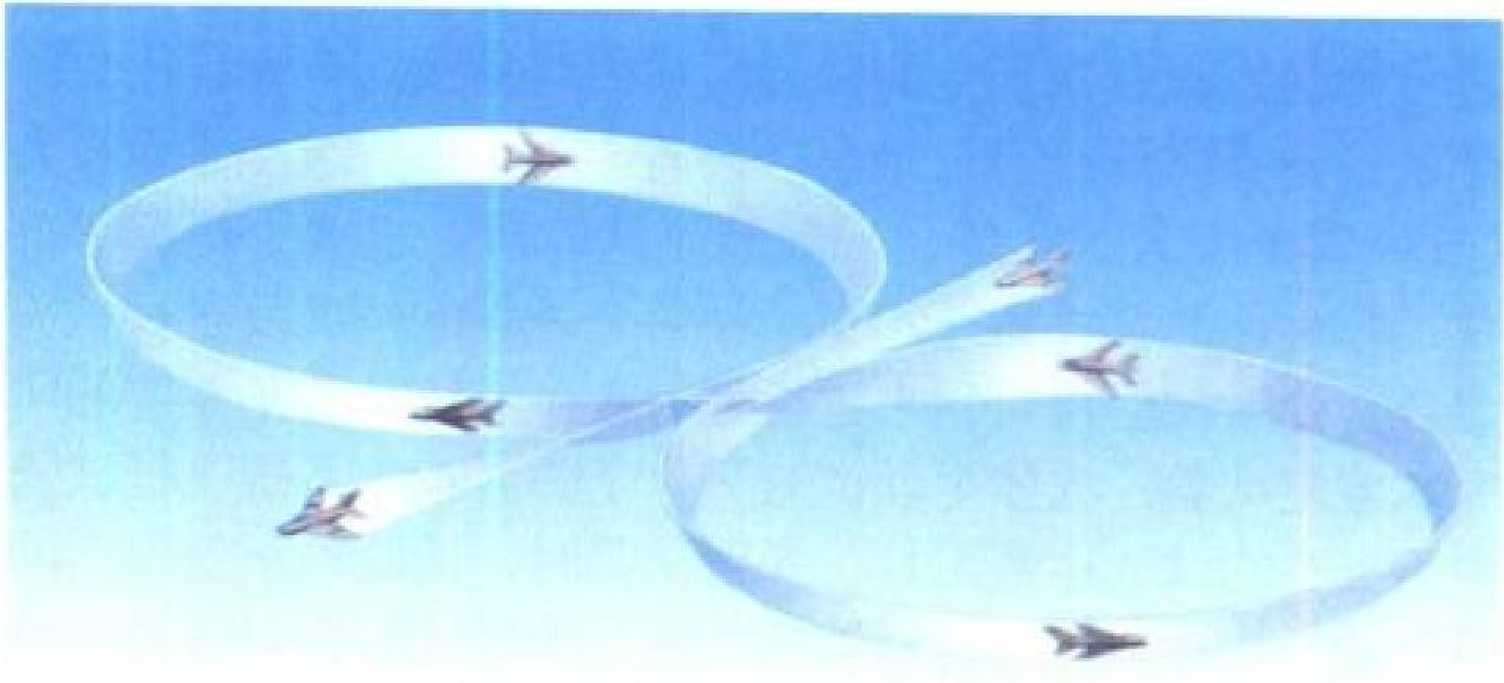


图 2 水平 8 字飞行

（撰写：李玉璞 审订：李志强）

tejilei feiji

特技类飞机 acrobatic category airplanes 我国适航标准 CCAR-23 部中所规定的飞机类别。参见正常类飞机。

texu feixingzheng

特许飞行证 special flight permits 适航当局为尚未取得有效适航证但因需作某些必要有限飞行的航空器颁发的允许运行的证书。我国适航当局规定有三类特许飞行证。其适用范围如下：

三类特许飞行证的适用范围

序号	类 别	适 用 范 围	飞 行 举 例	备 注
1	第一类特许飞行证	尚未取得有效适航证的民用航空器	1. 试验用航空器飞行； 2. 型号合格审定试验飞行； 3. 机组训练飞行； 4. 航空展览飞行； 5. 市场销售的表演飞行	不得用于营利为目的的运输或作业
2	第二类特许飞行证	尚未取得有效适航证或目前可能不符合适航要求但能安全飞行的民用航空器	1. 维修调机飞行； 2. 交货或出口飞行； 3. 新机生产试飞； 4. 撤离危险地区飞行	不得用于营利为目的的运输或作业
3	第三类特许飞行证	《中华人民共和国民用航空器适航管理条例》1987 年 6 月 1 日生效前经国家批准设计定型的民用航空器		不得用于旅客运输

视需要，适航当局还会对具特许飞行证航空器的飞行和机组人员作出一些具体规定或限制。

（撰写：朱凤驭 审订：冯家澍）

tezhengxianfa

特征线法 method of characteristics 以特征线为坐标求解双曲型偏微分方程各种定解问题的方法。对于线性双曲型方程，特征线法可给出精确解。对于非线性双曲型方程，特征线法只能给出近似解。对于含激波间断的问题必须事先确定间断结构才能使用特征线法。

（撰写：董海涛 审订：李椿萱）

tezhong ranyouxiang gongzuofang

特种燃油箱工作房 special fuel tank room 加注、抽空和维护飞机特种燃油箱的专用建筑。飞机特种燃油是指可用于航空发动机的有毒燃料或见空气就燃烧的某些高能燃料。前者如肼类有机化合物，已用于美国空军 F-16 型战斗机的第二动力装置上；后者如烷化硼、烷化铝之类的有机化合物，有可能用作飞机燃油或燃油中的高能添加成分。由于特种燃油的毒性或易燃性，故对特种燃油箱工作房有严格的安全要求，配备必要的防毒或防燃设备。工作房离跑道、停机坪和其他建筑物有足够的安全距离。（撰写：王立群 审订：姬永兴）

tiqian huanfalü

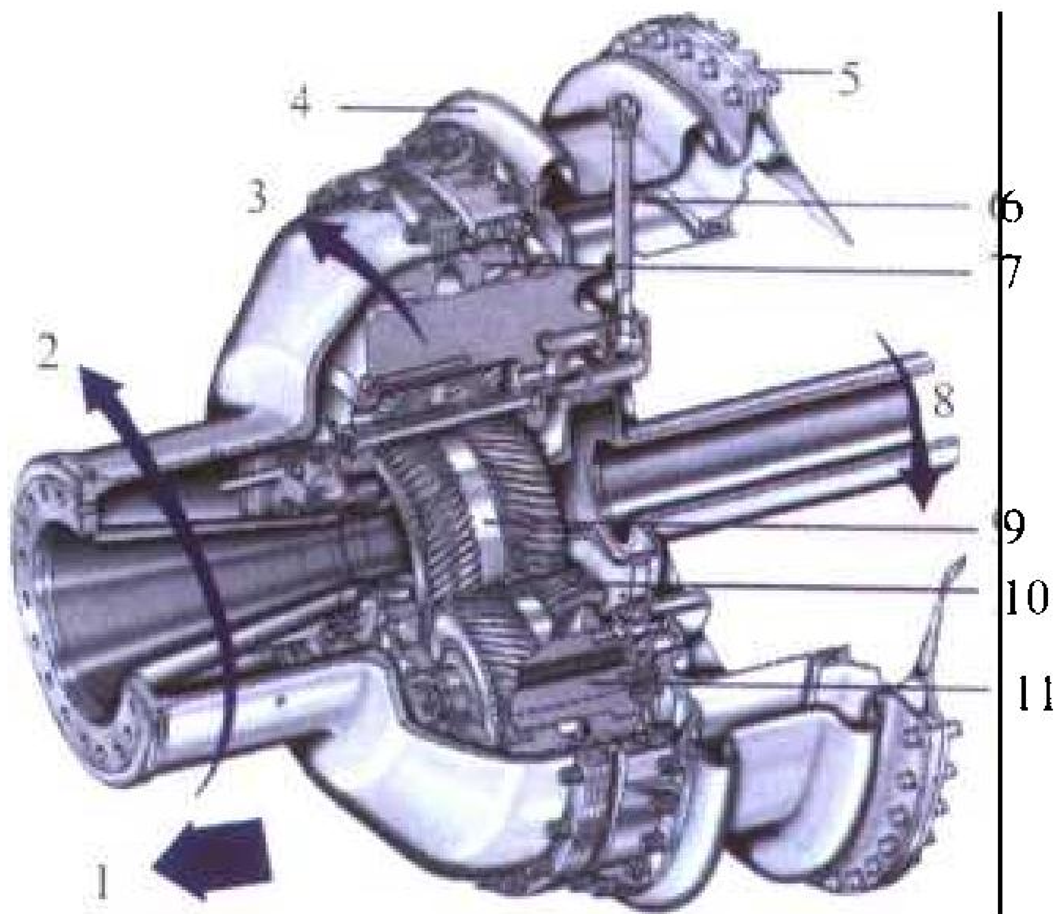
提前换发率 unscheduled engine removal rate 航空发动机平均在 1000 飞行小时中，非计划内的拆换发动机次数。航空发动机可靠性指标之一。分基本提前换发率和总的提前换发率两种，前者指由发动机本身引起的，后者指由各种原因引起的。

（撰写：陈 光 审订：陈大光）

tinei jiansuqi

体内减速器 inner reduction gearbox 设在发动机内的齿轮传动装置。它将发动机的功率输出轴的转速降低到主减速器、螺旋桨、齿轮传动风扇或桨扇的转速。在涡轮轴发动机上称体内减速器；在螺旋桨发动机上又称螺旋桨减速器。根据发动机功率输出轴与减速器输出轴的相对位置不同，发动机减速器的布局有偏置式和同轴式两种。其减速比相对主减速器要大，一般均大于 0.05。发动机减速器一般带测扭机构，用以指示发动机输出扭矩的大小。减速器可自带单独的润滑系统，也可以与发动机合用一个润滑系统。

普 · 惠公司正在发展一种齿轮传动风扇用的行星式体内减速器（见图），传动功率达 23860 kW，减速比约 0.33，效率大于 0.99，功率重量比为 105 kW/kg，翻修寿命估计为 30000 h。（撰写：章永锋 修订：方昌德 审订：陈 光）



行星式体内减速器（罗 · 罗公司提供）

1—前向；2—从后看风扇转向为顺时针；3—从后看齿轮转向为顺时针；4—进口机匣安装边；5—柔性静止安装边；6—供滑油；7—环形齿轮；8- 从后看低压涡轮转向为逆时针；9—太阳齿轮；10—行星齿轮；11—轴颈轴承

tiye feiteng

体液沸腾 ebullism, boiling of body fluid 又称高空组织气肿。机体内水分汽化的一种现象。在大气压低于体温饱和水蒸气压（6.27 kPa）的高空环境（192 km 以上）人体内水分迅速汽化形成水蒸气，引起各器官组织肿胀及其他生理变化。发生体液沸腾的压力环境对机体的最大危害是暴发性缺氧；体液沸腾最大危害是心血管系统内形成大量水蒸气气泡，循环停滞，引起缺血、缺氧，严重者因心脏扩张、心力衰竭而死亡。各器官组织张力和局部体温不同，发生体液沸腾的高度不同，如胸膜腔出现蒸气胸的高度为 18.6 km，眼球内房水发生汽化的高度为 24 km。防护措施：在加压供氧的同时（应稍提前）对体表施加对抗压力（如使用高空代偿服）。使体表对抗压力与大气压之和大于 6.27 kPa，即可有效地防止暴发性缺氧和体液沸腾。更有效的方法是采用密闭头盔和全压服。（撰写：肖华军 张玉明 审订：袁修干）

tianqi shikuang

天气实况 weather situation 某一地区当时天气的实际情况，包括气候、气压、气温、晴、雨、风、云、能见度和其他天气现象等。通常由基层气象台（站）实施观（探）测，并按规定格式通过有（无）线电通信设施发送给有关部门。它是航空气象实时保障中最重要的气象情报之一。

（撰写：王学永 修订：王吉昌 审订：薛顺来）

tianqitu

天气图 weather chart, weather map 气象业务中用于提供预报天气分析的特制地图，图上填有各地气象台站按统一规定的时间观测到的风、云、能见度、气压、气温和湿度等气象要素以及天空状况的数字或符号。天气图是制作天气预报的基本工具。常用的有地面天气图和高空天气图两种。天气图底图因需要不同而有不同的范围，如北半球图、亚欧图、东亚图或某一地区的天气图等。

（撰写：王学永 修订：王吉昌 审订：薛顺来）

tianxian duikang

天线对抗 antenna EW 利用各类与天线有关的技术进行电子干扰与反干扰的技术总称。天线电子干扰：电子干扰方利用目标辐射源与天线有关的各种弱点，对目标辐射源实施电子干扰的技术。天线反干扰：辐射源利用与天线有关的各种技术，阻止或挫败敌方实施电子干扰的技术。可归于天线对抗的电子对抗技术主要内容见下表：

天线电子对抗技术分类

电子干扰类	电子反干扰类
旁瓣干扰	隐蔽扫描
交叉极化干扰	超低旁瓣天线
随机极化干扰	旁瓣对消
交变极化	旁瓣匿影
极化闪烁干扰	天线零位技术
主瓣消隐	变极化
共轭天线阵干扰	极化屏蔽
交叉方向图调制	交叉极化对消
对抗极化对消器的双干扰机	多波束技术
波束倾斜干扰	相控阵天线技术
有源相控阵干扰机	天线自适应抗干扰技术

（撰写：龚 渝 审订：胡民才）

tianxian fangxiangtu

天线方向图 antenna pattern 见电子卷。

tianxian feixing shiyan

天线飞行试验 antenna flight test 随相配套的无线电设备的飞行试验一起进行天线飞行试验，以考核天线的方向图、天线效率、匹配性能、功率容量和装机环境适应性等。对机载通信、导航、遥测天线等，由于天线辐射方向图与在飞机上安装位置密切相关，所以在通过地面模拟试验或计算初步选定在飞机上的安装位置后，必须进行飞行试验，以验证其是否满足设计要求。验证试飞的重点是天线的水平面方向图，飞行时在选定航线的一定高度上，机上由信号源或相应发射机发射载波信号，地面由场强计接收并记录与机上同步的场强信号及对应的方位角。试飞时，首先在航线上用等场强区域试飞方法，测出场强变化较小(±1 dB)的试飞空域；然后按试飞要求、试飞的机种和天线的要求，选用不同的试飞方法，进行天线水平面方向图试飞。试飞方法有三种：(1)圆周法或“8”字形法；(2)梅花瓣法；(3)多边形法。

（撰写：蔡元久　修订：王广学　审订：屈见忠）

tianxian jihua

天线极化 antenna polarization 见兵器卷。

tianxian jinchang celiang

天线近场测量 antenna near-field measurement 在天线近区测量，得到天线远区辐射特性的技术。近区一般指距离天线口面小于 $2D^2/\lambda$ 的区域，D 为天线口面的最大尺寸，λ 为工作波长。大型天线远区测试要求巨大的场地，常难实现；若在天线不便搬动的场合，可采用近区测量技术。有下列4种方法：(1)缩距法：用附加的透镜或抛物反射面校正天线近区的球面波成为平面波，在近区实现远区的测量条件；(2)聚焦法：对有聚焦特性的抛物面天线、透镜天线等，用调整初级馈源位置的方法使聚焦于无穷远改变为聚焦在近区，在近区焦区测量远区特性；(3)解析法：由测得的天线表面电流、口面场分布和近区等数据计算远区特性；(4)外推法：在远区距离的1/5至1/10的范围内，测出天线参数与距离的函数关系，外推得到远区天线增益和极化特性。

（撰写：舒永泽　修订：许伟武　审订：吕善伟）

tianxian xiaolü

天线效率 antenna efficiency 见电子卷。

tianxian yuanchang celiang

天线远场测量 antenna far-field measurement 在天线辐射远区场对天线特性参数的测量。远区场指辐射特性与测量场点至天线的距离 R 基本无关的区域。天线最大特征尺寸 D 比波长 λ 大得多时，一般取 $R>\gamma D^2/\pi$ 为远区场条件，γ 是波在媒质中的传播常数，$\gamma=2\pi/\lambda$；当媒质为自由空间时，远区场条件 $R>2D^2/\lambda$。有时受测试空间和天线辐射功率限制，远区场条件可以适当降低。在远区场测量的天线参数有方向图、增益、相位、极化等。完整的方向图是在以天线相位中心为球心、R 为半径的大球面上测量得到的三维图形。实际测量中常固定辐射信号源，把被测天线作为接收天线安装在转台上进行测量。

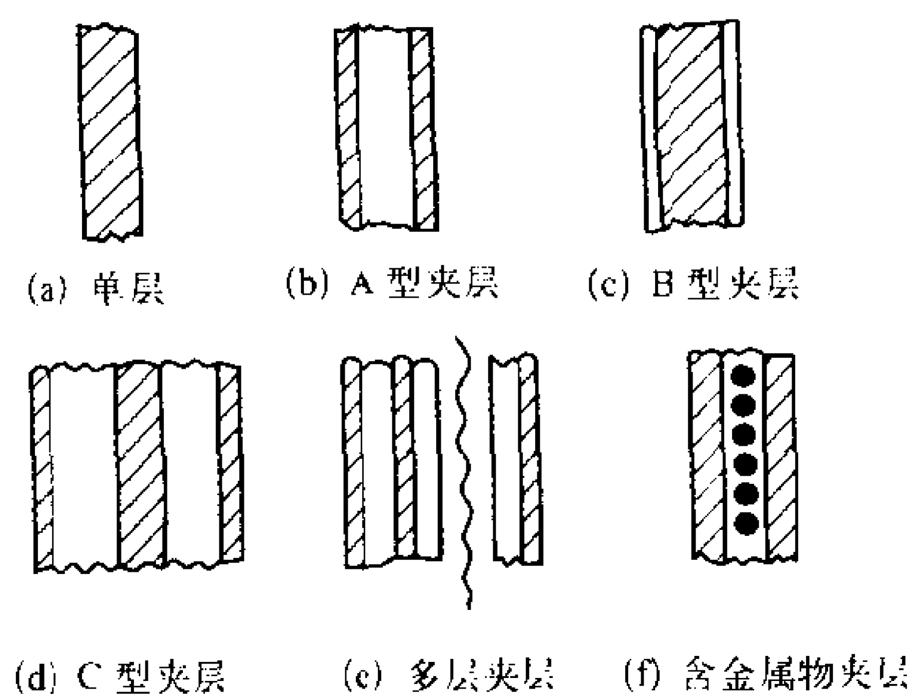
（撰写：舒永泽　修订：许伟武　审订：吕善伟）

tianxian zengyi

天线增益 antenna gain 见电子卷。

tianxianzhao

天线罩 radome 又称雷达罩。保护天线不受环境影响，也不影响飞机气动性的结构物。它在电气上具有良好的电磁波透过性能，在结构上能经受外部恶劣环境的作用。飞行器天线罩包括从平面镶嵌的法向入射结构到流线型的大入射角的锥形结构。锥形天线罩结构是为了能承受更大的空气负荷和温度条件。天线罩有防雨蚀和抗静电涂层保护，但也降低了天线罩对电磁波的传输特性。飞行器头部锥形天线罩端往往装有空速管，对电磁波的遮挡作用能引起2%~15%的传输损耗。天线罩的结构通常可分为：单层、A型夹层、B型夹层、C型夹层、多层夹层和具有金属物的介质夹层，如图所示。



天线罩壁断面图

单层：均匀单层材料通常为玻璃纤维增强塑料、陶瓷、合成橡胶等。最佳厚度为透过电波的半波长或其倍数。A型夹层：由两层比较致密的薄层材料和夹在其中的低密度芯子组成，具有很高的强度重量比。表皮材料通常为玻璃纤维增强塑料，夹芯多为泡沫或蜂窝材料。B型夹层：三层结构。C型夹层：五层结构，可看成是两个背靠背的A型夹层，应用于强度有特殊要求的场合。多层夹层：适用于有宽频带要求的场合。含金属物夹层：为获得宽频带特性和减小天线罩厚度，在介质层中使用金属物。天线罩的主要性能指标有：透波率、波速畸变和偏转误差等。

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

tianxianzhao boban jibian

天线罩波瓣畸变 pattern distortion caused by radome 由天线罩引起的天线方向图的改变，如波束宽度、指向的变化和旁瓣电平的升高。这是由于天线罩的引入改变了口径场的相位和幅度的分布，可用天线与天线罩的一体化设计来改善。

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

tianxianzhao boban pianzhuan sulü

天线罩波瓣偏转速率 radome beam deflection rate 又称波瓣偏转斜率。即波瓣偏转随入射角改变的速率。对于火力控制雷达或导弹制导雷达通常要求控制在10 mrad/(°)之内。

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

tianxianzhao boban pianzhuan wucha

天线罩波瓣偏转误差 beam deflection errors caused by radome 又称天线罩瞄准误差。由天线罩引起的天线波束指向的偏移或对单脉冲雷达天线差波束零值引起的偏移。火力控制雷达、导弹制导雷达和精密测量雷达都对天线罩波瓣偏转误差有严格的要求，通常应控制在2~4 mrad。对于大入

射角天线罩，大于 8 mrad 的偏转误差是很常见的，可以在天线罩的特殊位置处加上或除去一些材料，加以改善。

（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

tianxianzhao chuanshu xishu

天线罩传输系数 radome transmission coefficient 又称天线罩透波率。天线罩对电磁波反射和吸收而引起的能量损耗的度量。传输损耗的主要后果是减小雷达或其他电子系统的作用距离。从雷达距离方程可知，对一特定目标，其最大作用距离与天线罩的传输系数的平方根成比例。若天线罩传输系数为 85%，则最大作用距离约为没有天线罩时的 92%。

（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

tianxianzhao fanshe xishu

天线罩反射系数 radome reflection coefficient 由天线罩引起的电磁能的反射与入射能量之比。通常要求不大于 2%，但对连续波多普勒雷达天线罩的要求更为苛刻，不能大于万分之一。（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

tianling laba tianxian

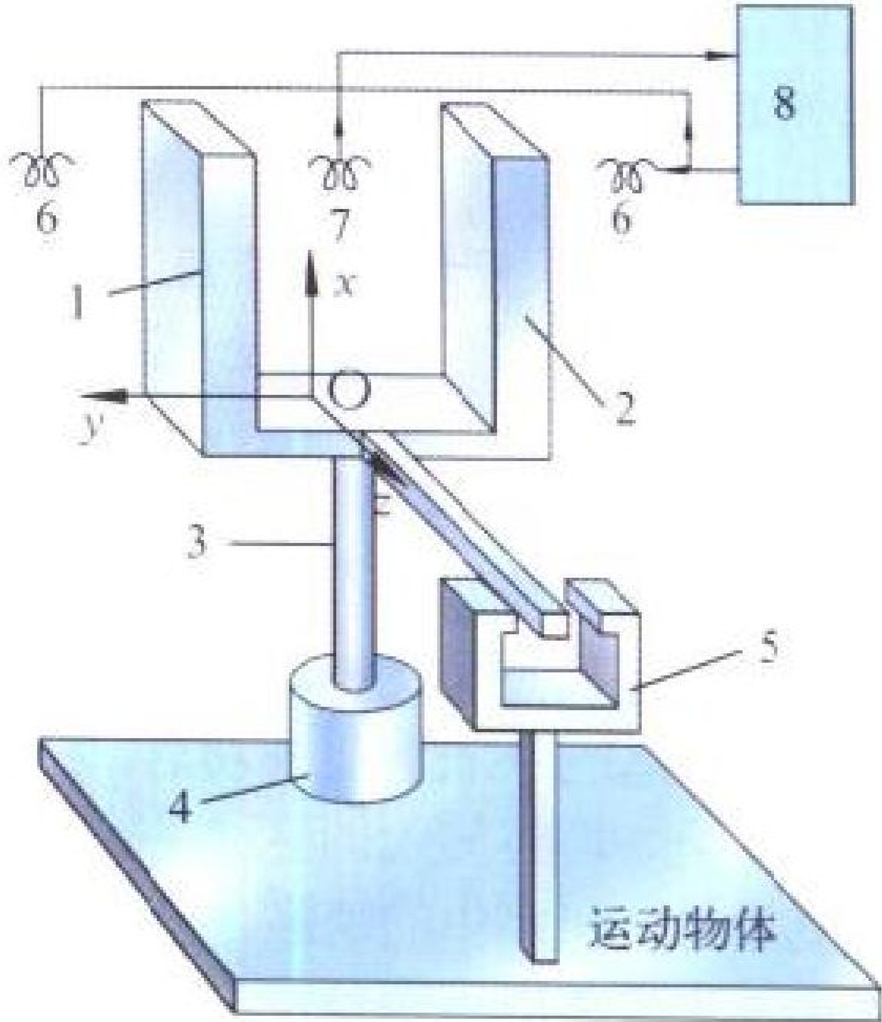
填零喇叭天线 nulling horn antenna 用在军用飞机火控系统中为雷达制导空空导弹提供有效的、稳定的基准射频信号的喇叭天线。雷达制导导弹在飞行过程中，除需要头部天线接收目标反射回来的电波外，还需要尾部天线接收机载雷达旁瓣的直接照射波作为相参的基准信号。而现代战斗机火控雷达多采用旁瓣电平很低并有很多零值的平板缝阵天线，因此，导弹的尾部天线不可能收到有足够强度的、较为稳定的相参基准信号。为此，在机载火控雷达天线阵面上设置一个增益稍高于雷达天线旁瓣电平相应增量的宽波束喇叭天线，它能把多零点的雷达天线分离旁瓣填平，故通常称为填零喇叭天线。（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

tiaowenfu

调温服 thermo-conditioned suit 又称微气候服。在过高或过低环境温度条件下防止人体热盈（热蓄积）和热亏（热债），维持人体热平衡的特种服装。由于飞机空调系统不足以克服环境温度多变给飞行员体内热平衡带来的不利影响，才研制出调温服。在环境温度过高时帮助把体内蓄积的过多热量排出体外；在环境温度过低时使服装内微调环境温度升高，防止体热散失过多。理想的调温服应具有高低温双向调节能力，但难以实现。目前均是依据使用环境和工作要求选用的升温或降温的单向功能调温服。用以降温的调温服有通风服、液冷服等，用以升温的调温服有电加热服等。结构形式有连身式、背心式、工作服式、内衣式，或成为抗荷—代偿联合服或全压服的组成部分。（撰写：刘克定 审订：袁修干）

tiaoxie yincha tuoluo

调谐音叉陀螺 tuned tuning fork gyroscope 用音叉振动产生陀螺效应测量运动体角速度的仪表。下图是一种音叉振动陀螺结构示意图，它由振体音叉、检测器 7、振荡器 8、激振装置 6 组成一个闭路。在闭路系统作用下，音叉两臂 1 及 2 在平面 xOy 内作等幅振动，在某半个周期内，两臂同时向内作相向运动，而在紧接着的后半个周期内，两臂则同时向外作背向运动。闭路保证音叉两臂作等幅振动。整个音叉通过扭转弹簧 3 及阻尼器 4 与运动体相连。作为输出的角度转换器 5 用来测定音叉扭转转角。当整个音叉绕轴 Ox 有输入角速度，则振动的音叉会产生陀螺效应，音叉相对运动体绕轴 Ox 发生扭转运动；因为音叉是一个振动周期性函数，故



音叉振动陀螺的结构示意图

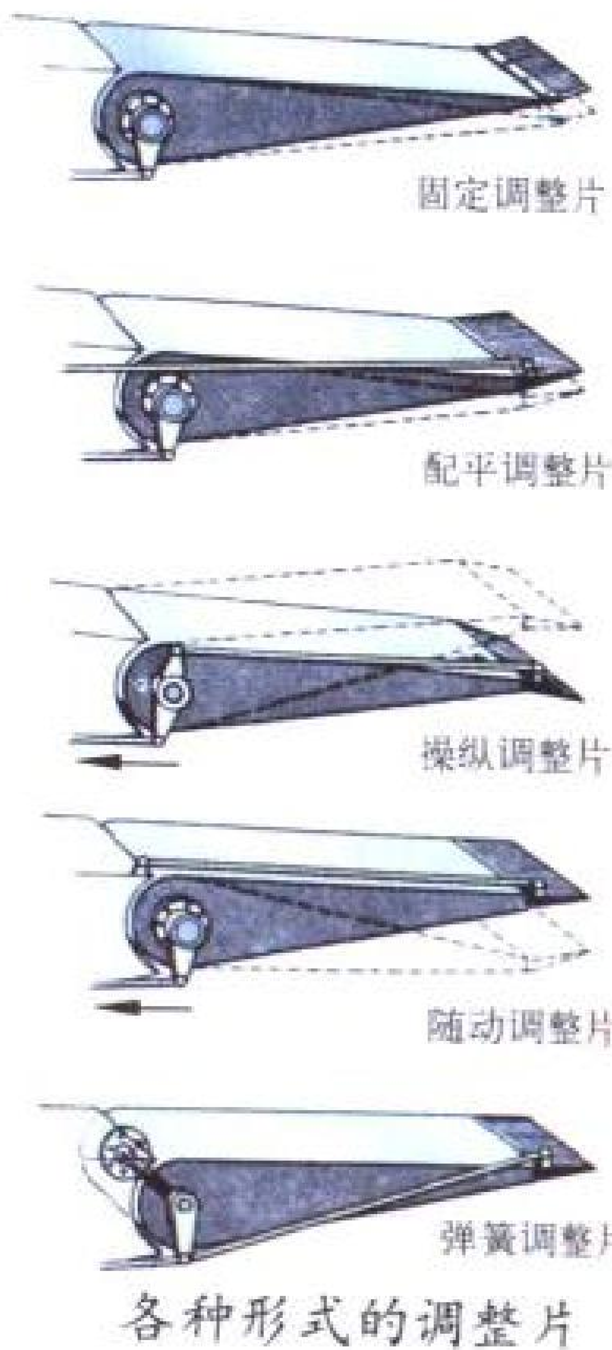
角度转换器输出将是一个具有载波的调幅信号，是一个与输入角速度成比例的信号。音叉振动陀螺没有轴承，陀螺性能稳定，可承受大的加速度和冲击，不用温控，结构简单，体积小。（撰写：以光衢 审订：王纪僚）

tiaozheng jiaozhun shebei

调整、校准设备 adjustment equipment and calibration equipment 为使机载设备消除偏差而达到性能正常所用的各类设备称为调整设备；为确定机载设备参数误差所用的各类设备称为校准设备。调整、校准设备的工作对象包括机载的机械设备、机电设备、电子设备等。由于机载设备经工作一段时间后，或经长期存放、长途运输、受冲击等影响，均可能失调，故必须定期检查、及时用调整、校准设备作调整或校准，使之恢复至正常工作状态。航空上应用的这些设备品种繁多，可分为通用与专用的两大类。它们共同的基本要求是精度高。（撰写：张建华 审订：王立群）

tiaozhengpian

调整片 tab 飞机主要操纵面（副翼、升降舵、方向舵）后缘处的铰接或固定的小翼片。在外廓上，调整片是主操纵面的后缘部分。通过控制调整片的偏度可以改变主操纵面空气动力力矩，达到减小操纵面操纵力矩的作用。调整片可分为固定式、配平调整式、操纵调整式、随动调整式和弹簧调整式等几种不同的形式。其中，固定式仅在地面进行调整，用于消除因制造误差所引起的不平衡气动铰链力矩。配平调整式则由配平操纵机构操纵偏转，以改变主操纵面的铰链力矩，主要用于调整驾驶杆或脚蹬力，减轻驾驶员长时间飞行的体力负担。操纵调整式由主操纵面直接操纵，通



各种形式的调整片

过产生一个使主操纵面偏转的铰链力矩起到控制主操纵面的作用，起到以较小的操纵力来操纵面积较大的主操纵面的作用。随动调整式是指主操纵面偏转时，调整片通过连杆驱动向反向偏转，以减小铰链力矩。弹簧调整片是将主操纵系统通过扭力弹簧摇臂和调整片相连，只有当操纵力增加到一定程度时才能引起弹簧变形并使调整片偏转，此时弹簧调整片起操纵调整片的作用。

（撰写：卫本琦　修订：赵秀丽　审订：任源博）

tiaozheng shifei

调整试飞　development flight test　又称发展试飞。为调整飞机及其系统、机载设备，使其符合鉴定试飞飞机移交状态而进行的飞行试验。它是新型号飞机（含发动机及机载装备）试飞的重要阶段之一。型号飞机首飞成功后，经技术评审，确认能够保证飞行安全，即可转入调整试飞阶段。调整试飞的基本目的是暴露设计和研制中的缺陷，排除故障，使新型号飞机达到设计的基本要求或达到预定的性能，为型号飞机鉴定试飞作好准备。

调整试飞的主要任务和工作内容是：检查型号飞机设计和研制质量，调整飞机系统、机载设备的控制与调节参数，使飞机的整体性能及各系统的功能处于正常、可靠、较佳状态，初步评定飞机的主要性能指标和飞行品质，为确定型号飞机能否进入定型鉴定试飞提供依据；初步评价飞机的工作可靠性和可维修性，以及地面保障设施、校验设备、随机配套工具、装备的配套合理性、适用性和经济性。

调整试飞应该按照国家的有关规定所制定的调整试飞大纲组织实施，这类试飞通常在飞机制造厂进行。新研制的发动机和机载设备则在飞行试验研究机构内进行，并在专门的试验机上或已定型的飞机上实施，然后在新型号飞机上作适应性试飞。新型号飞机进入鉴定试飞后，常会出现调整试飞中未暴露出来的缺陷，需在鉴定试飞中作进一步的调整试飞。　（撰写：陈启顺　修订：张克荣　审订：屈见忠）

tiaosan

跳伞　bailout　人员从高处（如飞机上）乘降落伞跳下安全着陆的过程。跳伞分类方法很多，按跳伞目的分为：(1) 被迫跳伞（也称应急跳伞、救生跳伞）：飞行人员在飞行器失事时进行拯救生命的跳伞；(2) 空降跳伞：空降兵用降落伞从飞行器上跳下着陆，投入战斗或执行其他任务的跳伞；(3) 运动跳伞：为体育运动比赛或表演而进行的跳伞，项目有定点跳伞、特技跳伞、造形跳伞等；(4) 训练跳伞：为掌握跳伞基本知识和技能而进行的跳伞。按升空手段分为：(1) 飞机跳伞：从飞机上跳伞；(2) 伞塔跳伞：从伞塔上跳伞；(3) 牵引跳伞：从地面牵引升空进行的跳伞；(4) 山坡滑翔跳伞：从高处滑翔跳伞。按离机方式分为：(1) 机门跳伞：从运输机机门跳离飞机的跳伞，适用于训练跳伞、空降跳伞和运动跳伞；(2) 爬舱跳伞：从驾驶员座舱里爬出来进行跳伞。一般为飞机飞行速度不大于 400 km/h 时进行的被迫跳伞或训练跳伞；(3) 弹射跳伞：利用弹射动力装置将驾驶员连同座椅一起弹离飞行器，然后打开救生伞安全着陆。按着陆地区分为：平原跳伞、高原跳伞、海（水）上跳伞、山地跳伞、寒区跳伞、森林跳伞、沙漠跳伞等。按跳伞高度分为：高空跳伞、低空跳伞。按昼夜分为：白天跳伞、夜间跳伞。跳伞时除按目的配带不同类型的降落伞外，还要按各类性质跳伞要求配带所需的生存设备、防护设备以及指示仪表（如高度表、计时器、指南针）等。

（撰写：邓笙　审订：袁修干）

tiedi feixing kongzhi

贴地飞行控制　nap of the earth flying control　贴地飞行是武装直升机超低空作战时的战术机动飞行方式。贴地飞行控制是驾驶员通过飞行控制系统进行超低空贴地机动飞行的手段，以达到突防攻击、提高生存力的目的。具有贴地飞行能力的飞行控制系统应当是对驾驶员的频繁机动操纵有快捷、准确的动态响应和良好的操纵品质，对低空突风干扰有良好的抑制能力，系统可靠性高、生存力强、操纵简单方便，具有良好的视界和完善的电子显示、警示系统。高性能低空突防飞行控制系统的发展和电传操纵、主动控制技术的应用，将会大大促进武装直升机贴地飞行控制技术的提高。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

tieniao

铁鸟　iron bird　在进行人机系统仿真试验时用来模拟飞机操纵系统的试验设备。设备的台架为型钢结构，其上装有与飞机实际操纵系统的结构布局、外形尺寸、传动方式相同的操纵系统和驾驶员座舱。在各舵面的传动轴上，装有测试用的各种传感器，并加有负载模拟器所产生的空气动力铰链力矩。在座舱内通过驾驶杆和脚蹬操纵舵面偏转、舱内仪表显示系统给出相应飞行状态的操纵响应结果。铁鸟主要用于飞机操纵系统的稳定性和操纵性地面仿真试验研究。除操纵系统的铁鸟外，还有液压系统的铁鸟，将液压附件按飞机的实际布局 1∶1 的安装在铁鸟架上，试验液压附件及各收放系统的工作情况、故障情况、寿命情况。液压系统的主泵由调速系统驱动，该调速系统应能模拟发动机的各种转速状态。操纵系统与液压系统也可制成一个铁鸟。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

tingjue gaojing zhuangzhi

听觉告警装置　audio alarm device　告警系统信息输出终端的一种，它通过人的听觉接受告警信息，可以是各类扬声器、电铃、警报器或耳机等。声音通常是间断的或变调的音响告警信号或是语音告警，或两者同时使用。间断或变调的音响告警信号频率应选用人耳敏感的、容易引起注意的频率，间断或变调的频率与告警的紧急程度相协调，响度应达到在该环境条件下足够引起人们警觉的响度。话音告警能使人们立即知道告警的内容而不必在听到告警声后再去了解告警的内容。听觉告警装置通常与视觉告警装置同时使用，在操作人员活动范围或活动区域复杂的情况下，告警声波容易到达各个小角落，听觉告警装置更能发挥作用。

（撰写：凌耀城　审订：金德琨）

tingjijiao

停机角　ground angle　飞机在停机状态及机轮和减震器未压缩情况下，机身轴线与跑道平面之间的夹角。前三点式起落架飞机的停机角应使飞机起飞滑跑时阻力最小，以缩短起飞滑跑距离，通常取 0°～4°。后三点式起落架飞机的停机角应保证飞机能以着陆迎角进行三点着陆，其值等于着陆迎角减去机翼安装角。自行车式起落架飞机起飞滑跑时抬前轮比较困难，停机角应选 4°～5°。

（撰写：赵海生　修订：任源博　审订：赵秀丽）

tingjiping

停机坪 apron 机场内供飞机停放、维护、装卸或进行空运业务准备的场地。一般为混凝土平地；地域开阔，可供各种地面保障车辆同时作业；设有地表水排放系统和照明系统；道面强度符合预定使用机型的载荷要求。它按用途可分为停机线停机坪、起飞线停机坪、警戒停机坪、过往飞机停机坪等。按飞机停放数量分为集体停机坪和个体停机坪。集体停机坪上停放的飞机可为单排或双排；在双排停放时、双排飞机之间的间距为 50 m。集体停机坪的长度按停放飞机的数量与飞机翼尖安全间距确定，宽度按机身长度、机头（机尾）和滑行飞机的翼尖之间的安全间距确定。个体停机坪的长度除容纳机身全长外还应符合停放飞机与滑行或牵引飞机的翼尖之间的安全间距要求；宽度可为飞机地面滑行的最小转弯半径与飞机外轮缘间最小安全间距之和的两倍，最窄可与滑行道同宽。起飞线集体停机坪后通常设置防吹坪，或者还设导流设施。停机坪上可按需要设系机环。



集体停机坪

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

tingjipingdeng

停机坪灯 parking apron light 标志停机坪边界的灯。设在停机坪外侧边缘转角处，与滑行道灯共用一个回路。灯光为红色，采用全方向发光地面标灯。

（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

tingzhidao

停止道 stop way 供中断起飞的飞机停止滑跑时使用的道面。它是指在起飞滑跑距离末端以外地面上划定的一块经过整理的长方形地区。

（撰写：航词　修订：王立群　审订：陈志伟）

tongchang

通场 shoot an airfield 在机场上空飞机沿着陆方向通过跑道的飞行。一般是指飞机着陆前，保持飞行指挥员给定的高度，在机场上空通过跑道飞行一次，再加入起落航线着陆。有如下情况可以通场：本场飞机回场后无法直接加入起落航线着陆，通场一次，再加入起落航线着陆；转场飞机为了熟悉一下机场，建立一个正常起落航线，便于做好着陆准备，可以通场一次；飞机回场后机上油量较多，超过规定的着陆重量，通场耗油；飞行指挥员为调整飞机在空中的位置，保持安全距离，指挥飞机通场；在特殊情况下，如起落架放下而指示灯不亮，驾驶员不能肯定起落架是否已放好，在较低的高度上通场，让指挥员等地面人员看看是否放好。机场上空飞机活动频繁，凡是要求通场的飞机驾驶员都要请示指挥员，允许后方能通场。通场一定要注意着陆方向，绝对禁止反着陆方向通场，否则将严重影响飞行安全。

（撰写：李玉瑛　审订：李志强）

tongqibi

通气壁 ventilating wall 亚跨声速风洞试验段能使部分气流流出的开孔或开槽壁。它的功能有：防止试验段气流发生壅塞，以获得跨声速气流；减小亚声速洞壁干扰；减少跨声速波反射干扰。开孔壁在壁上开有许多小孔，有直孔和斜孔两种。直孔的孔轴线垂直于壁面；常用斜孔的轴线与壁面垂线成 60° 夹角。斜孔壁的跨声速消波特性优于直孔壁，但它所产生的气流噪声比直孔壁高。开槽壁是在壁上开有纵向槽。一般来说，开孔壁消除跨声速波反射干扰的能力优于开槽壁，而消除亚声速洞壁干扰的能力劣于开槽壁。通气壁有：上下壁通气而两侧壁为实壁和四壁均通气两种。通气壁通气面积（孔或槽的面积）与壁面总面积之比称为开闭比。为消除洞壁干扰，不同马赫数、不同模型和不同的模型姿态所要求的开闭比不同。因此，通气壁最好设计成可变开闭比的形式。最佳开闭比由试验确定。可变开闭比一般变化范围：开槽壁为 0～10%；直孔壁为 0 ～ 25%；斜孔壁为 0 ～ 6%。通气壁不可能在各种条件下都能消除洞壁干扰。近来，空气动力学专家提出采用自适应壁技术（参见自适应壁）、消除洞壁干扰。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

tongqinlei feiji

通勤类飞机 commuter category airplanes 我国适航标准 CCAR－23 部中所规定的飞机类别。参见正常类飞机。

tongqin zhishengji

通勤直升机 utility helicopter, currency helicopter 用于执行通用勤务任务的直升机。其特点是可执行多种不同任务、如用于人员或物资运输、外部吊运、救护救生等，因而也可称为多用途直升机。携带必要的任务设备则可执行特定作业，如军事上的战场侦察、通信联络、指挥控制等（这类用于执行各种特定作战勤务的直升机也称为战勤直升机）；民用上用于护林防火、地质勘探、喷洒农药、高压线巡检等多种任务。同一架直升机，携带不同任务设备，可以执行不同任务。

（撰写：温清澄　审订：杨惠琴）

tongxin baozhang

通信保障 communication support 保证航空器同地面之间的地空通信和地面各有关部门之间的平面通信畅通。各种通信设备都配有备份。通常的地空通信用超短波电台和短波电台。平面通信手段和通常的地面通信设备相当。

（撰写：管德）

tongxin daohang jianshi kongzhong jiaotong guanli xitong

通信、导航、监视/空中交通管理系统 CNS / ATM system 支持航空器空中运行和空中交通安全有序活动所需的各项保障系统的总称。和空中交通管理系统的差别是，它包括了飞机上的自主导航系统。其内容，除已提到的通信系统、导航系统和监视系统之外，还包括气象服务、航行情报服务和告警服务等。此系统要求采用新技术适应空中交通增长和全球运行的需求，能适应不同空域环境，不同交通类

型、密度，不同机型和多样化用户，规定了统一标准为实施跨区跨国境时的连续飞行提供便利条件。在当前技术支持下通信系统包括航空移动卫星通信、高频(短波)通信、甚高频(超短波)通信、二次监视雷达的S模式数据链通信等；并建立航空电信网(ATN)将空中(机载)数据通信和地面数据通信融为一体，以实现空地计算机联网。导航系统包括卫星导航、陆基无线电导航、惯性导航等系统和相应的着陆引导系统，能实现区域导航。监视系统包括二次监视雷达为主的独立监视系统，并结合选址式自动相关监视或广播式自动相关监视，扩展了监视覆盖。（撰写：周其焕　审订：薛文安）

tongxin guanli danyuan

通信管理单元 communication control unit (CCU)　对通信系统进行控制和管理的电路单元。根据通信系统功能复杂程度不同，需要进行的管理也不同。可能进行的控制管理包括工作模式管理、工作参数管理、工作流程管理、接口管理、频率管理、维护管理、应急管理和系统重组管理等。

（撰写：罗通俊　审订：许宗泽）

tongxin xitong shifei

通信系统试飞 communication systems flight test　以模拟或数字式机载、地面通信电台试飞为主，并包括配套的机载和地面天线(短波台含天调)、保密机、定向机、遥控台、有线遥控线路、无线遥控通信设备，及其他附属设备(如有关音响设备等)一起构成的空地、地空双向通信系统的试飞，以及机内通话设备、音响中心等设备的试飞。

通信系统设计定型试飞应按战术技术指标要求全面考核系统(或系统中部分设备)在选定高度、不同频段、不同工作方式下的通信距离、通信质量、机载天线方向图、保密性能、电子对抗性能，以及自适应或其他有关电气性能指标。对机载设备还应考核对载机飞行条件(如升限、大M数、大过载、炮振等)和载机电磁环境、座舱噪声环境的适应性，为设计定型提供依据。

对已在其他飞机作过设计定型的产品，在装备同类新机时应对典型频率点通信距离、通信质量、机载天线方向图、电磁兼容性，以及新机飞行条件作适应性鉴定试飞。对在运输机、轰炸机类飞机或直升机上作过设计定型的产品，在换装歼击机、强击机类飞机时应作补充设计定型试飞。

随着航空电子系统的发展，航空通信系统不仅可以作为一个独立的装机系统，而且可以作为通信、导航、敌我识别(CNI)子系统的重要组成部分。在试飞过程中，除考核上述通信系统自身的性能指标外，还需要考核总线通信的功能和与其他子系统的交联性能。

（撰写：廖厚权　审订：张克荣）

tongxin zhongji feiji

通信中继飞机 communications relay aircraft　执行通信中继任务的飞机。能执行这类任务的飞机有多种，专门用于通信中继任务的飞机一般为大型运输机或者是无人机。预警机和大型侦察机通常也具有通信中继能力。通信中继飞机的机动性一般不要求很高，但要求其航程大、续航时间长。

（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

tongxunyuan

通讯员 communicator　空勤机组成员之一。其任务是向机长负责，保证飞行过程中与地面航管引导站等指挥部门保持正常的通信联络，保证飞行过程中随时通报情况和接受指挥部门的指令，圆满完成飞行任务。

（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

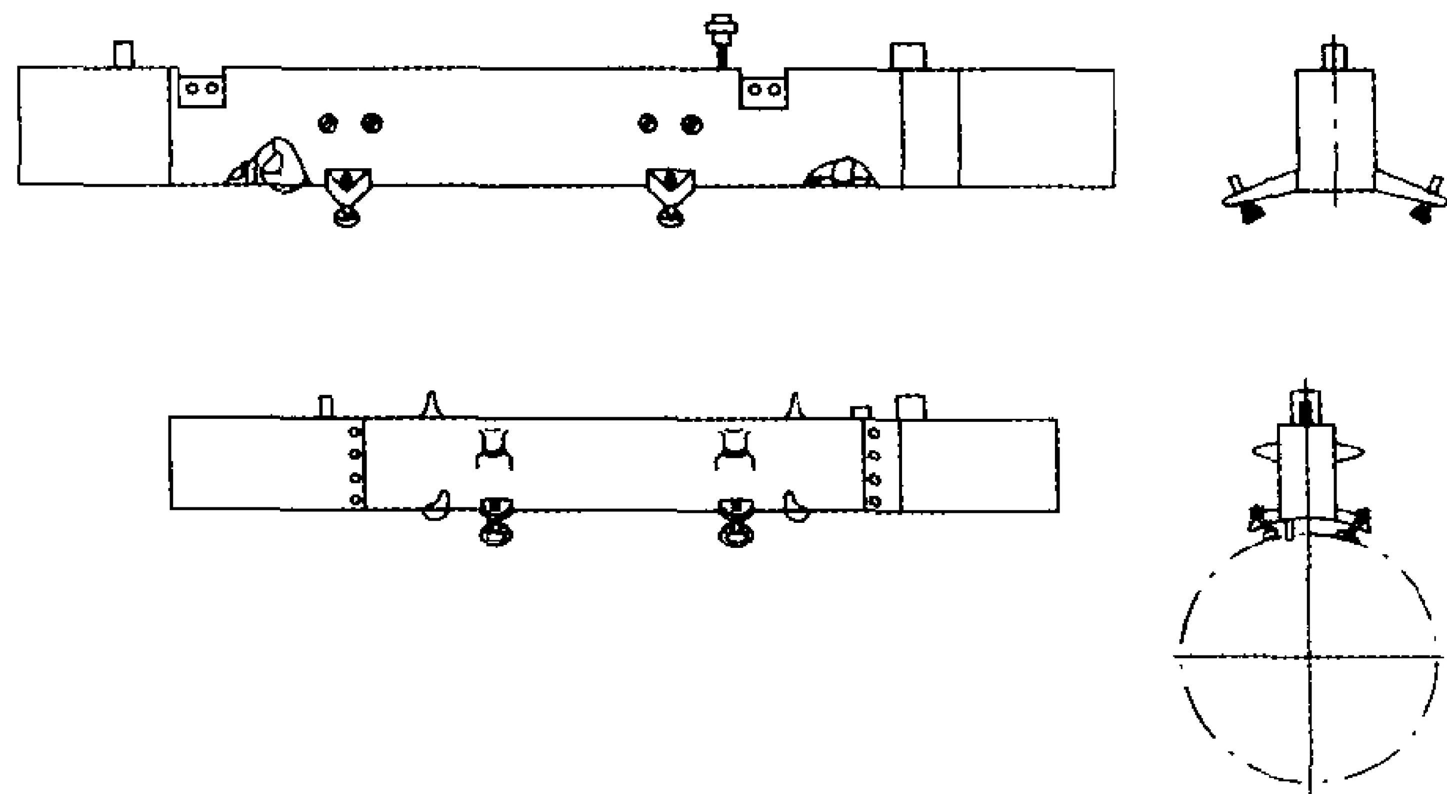
tongyong baozhang shebei

通用保障设备 general support equipment　适用于各种不同型别航空装备的具有保障功能的设备和工具。包括符合上述定义的地面保障设备——如千斤顶、举重设备、保障车辆等；检验测量仪器设备——如各种示波器等；通用工具——如放大器、扳手等；场站保障设备——如四站(制氧站、电源站、冷气站、充电站)设备、牵引设备及加油清洗设备等。它们通常是按照国家或部门的统一型号生产的。

通用保障设备应该与航空装备同步研制、生产，并与航空装备同步交付使用。（撰写：张经敦　审订：王立群）

tongyong guajia

通用挂架 general purpose pylon　外挂架的一种，可挂炸弹、火箭发射器、导弹、副油箱或其他外挂物等。主要由承力壳体、挂弹钩及整流罩等组成(见图)。通用挂架除要求有



通用挂架

一定的结构强度和刚度外，主要特点是具有通用性。为此要求：(1)挂架的结构尺寸及各部件均应与多种外挂物相协调，有符合规定标准的机械接口与电气接口；(2)外挂物更换后，对飞机的飞行性能、飞行品质、气动弹性效应及载机安全的影响应在预定范围以内；(3)便于武器的更换和地勤维护，以缩短再次起飞时间。

现代作战飞机大多数采用通用挂架，尤其在外挂物及悬挂装置实现标准化、系列化和通用化后，通用挂架的应用将会更加广泛。（撰写：高振声　审订：王祖典）

tongyong hangkong

通用航空 general aviation　除用于客、货运输航班飞行和包机飞行外的所有民用航空。通用航空包括为工、农业生产服务的飞行，出租飞机或直升机的飞行，通勤飞行、娱乐飞行，运动飞行，企业、政府部门或个人办理公私业务进行的飞行等。为工业生产服务的飞行主要包括航空摄影和测量、航空物理探矿、管路巡检、空中选线等。为农业生产服务的飞行主要包括用飞机播种、施肥、喷药、除草以及森林资源调查、护林灭火等。（撰写：裴凯　审订：金允汶）

tongyong hangkong feiji

通用航空飞机 utility aireraft, general aviation aircraft　用于通用航空的飞机。这类飞机种类繁多，主要包括航测机、游览机、农业机、救护机、灭火机、运动机、公务机等。通

用航空飞机一般为轻小型多用途飞机。参见通用航空。

（撰写：谷 星 修订：赵群力 审订：顾诵芬）

tongyi hangkong dianzi wangluo

统一航空电子网络 unified avionics network 以单一的互连协议代替几种不同的互连协议而构成的全系统统一的信息交换网络。在航空电子系统发展的过程中，随着信息传输要求的提高，已开发并使用了多种总线，如 1553 B、高速总线、PI 总线、TM 总线、传感器的数据分配网络、数据分配网络、数据网络 (DN)、传感器/视频/机架间连接等，使系统变得复杂且不能很好地满足进一步发展的要求。统一航空电子网络可以以单一的互连协议、极高的性能完成以上的所有功能，并留有进一步发展的充分余地。统一航空电子网络的特征是：高速、低延迟、支持报文传送和共享存储器计算、可变规模能力、支持电的和光的传输媒体的物理层、对传输距离不敏感、容错能力、支持实时计算、低成本，这种网络可以支持串行传输或少引脚数并行传输，可以使用中央化的及分布的开关阵列构成。作为该网络的互连协议，首推 SCI (可变规模相关接口)，其他候选标准包括 FC-AE (航空电子版光纤通道)、ATM (异步传输模式) 等。

（撰写：吕宗祺 审订：陈若玉）

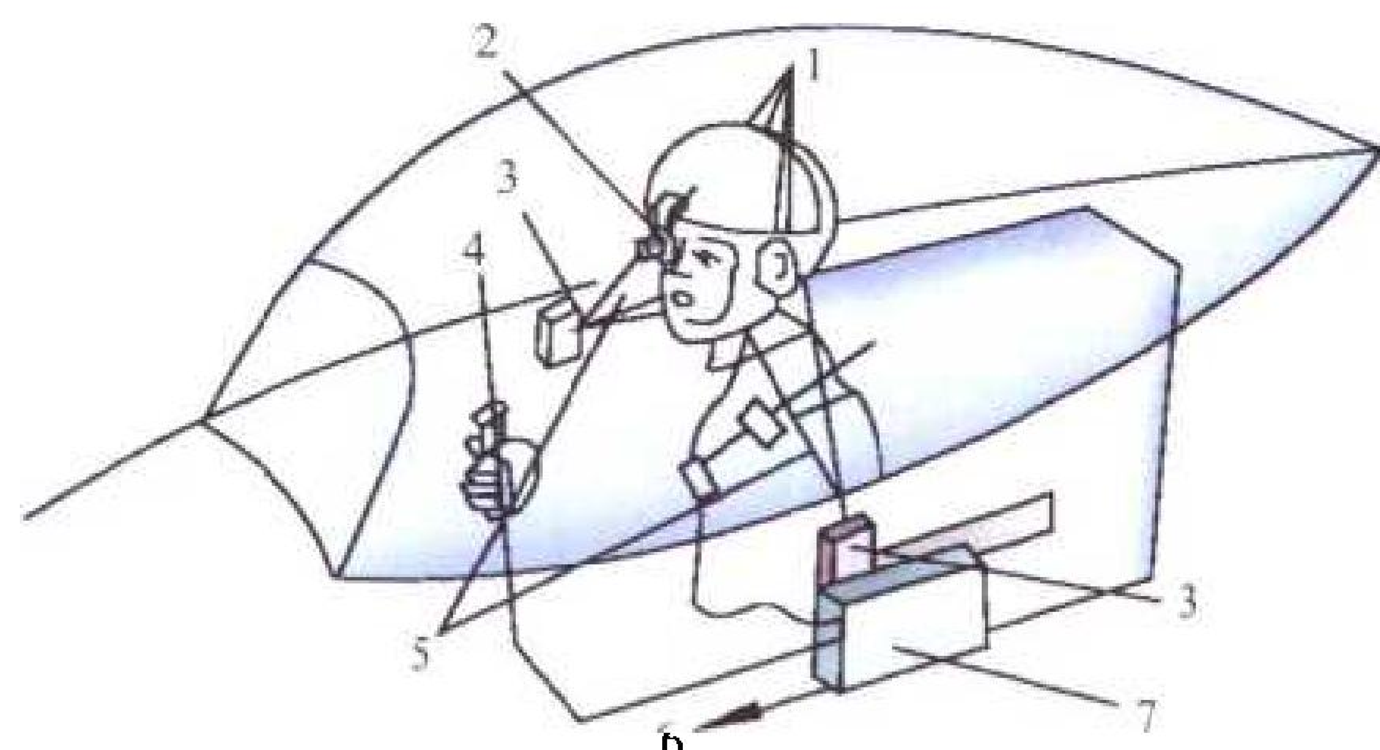
toukui gezaosheng shiyan

头盔隔噪声试验 test for noise attenuation performance of helmet 在噪声环境中研究和鉴定头盔隔噪声性能的试验。现代战斗机座舱噪声声压级可达 110 dB 以上，提高驾驶员头盔的隔噪声性能，对保护飞行员听力和保证飞机内外通信联络都具有重要意义。头盔隔噪声性能用隔声量表示，单位为分贝。试验方法分主观测量法和客观测量法两类。经常使用的是一种比较准确的以仿真头为中心的客观测试系统。试验时将仿真头置于噪声场中，其上的两只仿真耳耦合装在空腔底部的电容传声器。戴头盔和不戴头盔时此传声器所受声压级之差即头盔的隔声量。主要测试设备有消声室、噪声室、仿真头、精密声级计、听力计、噪声信号放大器、功率放大器、频谱分析仪和电平记录仪等。

（撰写：刘克定 审订：袁修干）

toukui miaozhunju

头盔瞄准具 helmet mounted sight 以驾驶员头盔为支架的一种瞄准装置，其瞄准符号显示在驾驶员眼睛前方的头盔组件上。一般由头部位置探测器、头盔组件、计算机、电子



头盔瞄准具示意图

1—两对光敏探测器；2—瞄准镜；3—红外线扫描器；4—工作开关；5—扇形旋转光面；6—方位仰角瞄准指令；7—计算机

组件等组成（见图）。它的定位方法有磁感应法、光电法、超声波法等。头盔组件包括头盔及显示器，一般显示器常用微型阴极射线管或液晶显示器产生各种瞄准符号及图形，也有用发光二极管组成简单的只显示固定瞄准符号的显示器。计算机主要用作求解瞄准线的计算，给出产生各种瞄准符号与图形的控制信号。电子组件为阴极射线管提供高压、辉亮放大器、偏转放大器。以微型阴极射线管作为显示器的头盔瞄准具又称为头盔瞄准/显示系统。

头盔瞄准具的主要特点是驾驶员目视跟踪目标，眼睛和头部成为瞄准具的跟踪组件，具有方便、迅速、直观、可靠和视界宽广等优点，可用于直接控制导弹导引头或雷达天线快速截获目标，先后在武装直升机和战斗机上获得广泛应用，特别适用于近距空战时发射格斗空空导弹，能充分发挥格斗空空导弹的大过载机动和大离轴角发射能力。

（撰写：戚建中 审订：孙隆和）

toukui pengzhuang shiyan

头盔碰撞试验 helmet impact test 模拟头盔同其他物体碰撞，借以分析碰撞过程中力、时间、加速度等参数的变化，判断头盔抗碰撞性能的试验。有落重式和摆式两种：(1) 落重式试验是使撞击器自一定高度自由下落撞击头盔，或使头盔自一定高度自由下落撞击砧座。(2) 摆式试验是使悬挂的撞击器摆开一定角度撞击头盔或使头盔摆开一定角度撞击砧座。试验时头盔均装在试验用头型上。力、时间、加速度等参数由装在头型、砧座或撞击器内的相应传感器感受，通过示波器显示，并记录；同时用摄影机或录像机记录试验过程。较先进的系统备有数据数字化及数据处理装置。头盔抗穿透试验是头盔碰撞试验的特例，研究头盔与尖锐物体相撞的过程。试验时，把配戴头盔的金属头型固定在碰撞试验台上，使具有规定重量、长度和尖端锥度的撞击器自由落下撞击头盔。头盔抗穿透性能是根据撞击器是否触及头型或其位移量是否在规定范围内来判断的。

（撰写：刘克定 审订：袁修干）

toukui xianshiqi

头盔显示器 helmet mounted display (HMD) 一种安装在头盔上的、给使用者提供可视实时图像和其他相关信息的小型显示装置。头盔显示器可以显示笔划法字符信息（如飞机状态、导航、目标状态和武器火控等信息），又可以显示光栅图像（如前视红外、雷达或电视图像）。目前头盔显示器的像源主要是小型阴极射线管 (CRT) 或液晶显示器 (LCD)。头盔显示器通常应用于头盔瞄准系统中，它与头盔瞄准具结合在一起使用时可组成头盔瞄准/显示系统，形成目视耦合系统中的一个重要的功能部件。头盔显示器安装在头盔上，因此要求其尺寸重量小，还应考虑显示器的放置位置，使头盔组合的重心落在头部的重心位置（约在两眼连线后方 75 mm 的下方 12.5 mm）处。这一点对飞机驾驶员使用特别重要，否则在飞机有加速度时对驾驶员头部会产生一个附加力矩。头盔显示器可以是单目的或双目的，单目的优点是尺寸小、重量轻、价格低；双目的可以显示相同图像或立体图像，能防止双目竞争的可能性。头盔显示器通常由三部分组成：图像源、中继光学系统和头盔。图像源由小型 CRT 或 LCD 组成，中继光学系统一般做成准直系统并具有组合玻璃，图像呈现在光学无穷远处，让使用者具有外视能力。

（撰写：凌耀城 审订：顾世敏）

toufang

投放 delivery 在军用航空器上将悬挂在机身内或机身外的武器和悬挂物从挂架上脱离或推出的过程。投放一般指在空中(军用航空器上)实施轰炸时，释放炸弹的动作。炸弹脱离飞机时的初速往往就是飞机的飞行速度。在低、中速飞机上投放炸弹时，只需将挂架上的挂弹钩打开，炸弹在重力作用下即脱离飞机完成投放动作。

在高速飞机上，由于空气流场的作用，投放物仅在重力作用下难以迅速脱离飞机(特别是在机身内挂架上的炸弹)，完不成投放动作或者贻误投放时机，且有不安全因素，因此，必须采用强迫投放方式，即用外部能源产生动力将炸弹向下强行推出，使炸弹快速向下离开飞机的气动力流场，称为弹射投放。 (撰写：张滋烈 审订：王祖典)

toufangshi fashejia

投放式发射架 drop launcher 导弹自推进系统在点火之前以自由落体方式与载机分离的发射架。它类似炸弹架，用挂钩来吊挂导弹上的吊耳。导弹发射时，发射架中的驱动机构将挂钩打开，靠导弹自身重力离开载机，而后点燃导弹发动机。常用于发射重型导弹。随着载机航速的增大，已逐步为弹射式发射装置所取代。 (撰写：刘国梁 审订：王祖典)

touqi

投弃 jettison 从军用航空器挂架上将外挂物(或机身内挂架上的悬挂物)释放抛掉的动作过程。投弃的对象包括各种外挂物，如油已用尽的副油箱或进入作战状态时有油的副油箱，弹已用尽的弹箱等；还有各类武器如炸弹等(载机返回时不允许带弹着陆，必须投弃未投放的炸弹，以保证安全)。投弃的目的一般是为了减轻载机的飞行重量，或是为了保障安全，因此，不需要瞄准等动作而仅是释放外挂物。在投弃炸弹时，如在我方区域上空，则不能解除保险，以防止落地时爆炸造成伤害。 (撰写：张滋烈 审订：王祖典)

toubo jiegou

透波结构 radio transparent structure 能使入射到结构表面的电磁波大量透过的结构。一般采用玻璃钢或芳纶纤维增强材料制成的蜂窝夹层结构。透波结构除满足大量透过电磁波要求外，应满足承力、维形、使用等要求。透波结构除用于要求透射电磁波的设备外罩(如雷达罩)外，也可以作为隐身结构(参见*隐身结构设计*)用，使射到结构的电磁波大量透过，达到降低雷达散射截面积的目的。故要求透波结构内部不能安置金属骨架或金属设备，如必须安置，则应采取相应措施，如在金属表面使用吸波材料。

(撰写：张 考 审订：何君毅)

toujing tianxian

透镜天线 lens antenna 由电磁透镜和照射它的馈源构成的天线。透镜起聚焦作用，在发射时使点源或线源发出的球面波或柱面波变换成平面波，得到笔形或扇形波束；在接收时，外来平面波通过透镜汇聚于接收馈源。与反射面天线相比，具有较大的角扫描能力、旁瓣低、方向性好；但结构复杂、损耗高、增益低，不如反射面天线应用广泛。典型的透镜有三类：第一类的折射率 $n>1$，由天然介质(如聚苯乙烯、聚四氟乙烯等)构成，称为减速透镜。另一类 $n<1$，需应用人工介质，如金属板透镜，由相互平行的若干金属板构成，板间形成波导作用，使电磁波传播的相速快于波在自由空间传播的速度，称为加速透镜。第三类具有变折射率，如龙伯透镜是一介质圆柱或介质球，其折射率沿径向按一定规律连续变化，外层的介电常数与空气相近，越向轴心或球心介电常数越大。也可用许多不同直径、不同折射率的同心球壳做成层状结构的介质球，以折射率的阶梯变化代替连续变化。龙伯透镜主要做反射器用。介质透镜一般较重，可采用分区式透镜降低厚度，减轻重量。

(撰写：舒永泽 修订：许伟武 审订：吕善伟)

tuyuan

凸缘 flange 翼梁或翼肋上下缘承受因弯曲产生的正应力的构件。上、下缘条分别以受拉、压的形式承受弯矩载荷，缘条内的拉、压应力组成平衡弯矩载荷的力偶。

(撰写：赵秀丽 审订：任源博)

tufeng

突风 gust 又称阵风。风向不断改变，风速一阵大一阵小的现象。突风的产生是受扰动气流影响的结果。突风只在摩擦层中表现得最经常，也最显著。随着高度增加，风的阵性减弱，一般在 2 ~ 3 km 以上就不明显。一日之中，午后最明显；一年之中，以夏季较为明显。突风对飞机起飞着陆具有较大的影响。 (撰写：王吉昌 审订：薛顺来)

tufeng jianhuan

突风减缓 gust alleviation 又称突风缓和控制。主动控制技术的功能之一。应用主动控制的方法减弱突风对飞机的影响，达到减小结构载荷，减轻驾驶员负担，改善乘坐品质的目的。突风缓和的方法是按一定的控制理论设计突风减缓控制律，通过传感器，感受、测定突风引起的结构振动(例如振动加速度)，作为控制律的输入。用控制律的输出，通过伺服机构，分别驱动相应的操纵面，产生非定常空气动力，来抑制和抵消突风的影响。 (撰写：管 德)

tufeng xiangying

突风响应 gust response 飞机遇到突风时产生的应力与变形。分析时要计及气动弹性作用。对于大型民用飞机，突风载荷不仅是疲劳载荷的重要组成部分，而且也是静强度设计情况之一。 (撰写：赵令诚 刘千刚 审订：何君毅)

tufeng xiangying yinzi

突风响应因子 gust response factor 又称阵风响应因子。等于飞机响应的均方根输出量 σ_y 与大气湍流均方根输入量 σ_w 之比。它反映了飞机响应输出能量与大气湍流输入能量之间的关系，通常用 $\bar{A}$ 表示，与飞机结构的频率特性和大气湍流功率谱密度函数有关。使用突风响应因子与设计突风速度可计算出飞机的突风载荷。

(撰写：航 科 审订：何君毅)

tufeng zaihe

突风载荷 gust load 又称阵风载荷。飞机在正常飞行中遇到突风时，会承受由突风引起的附加载荷。这使作用在飞机结构上的载荷增大或减小。附加载荷的量值与湍流的剧烈程度有关。飞机在航向、侧向、法向都会遭受突风载荷。通常仅考虑法向和侧向突风载荷。可按照飞机强度规范中离散突

风分析给定的设计突风速度进行计算，也可按照连续湍流分析使用功率谱密度法进行计算。这种载荷是飞机结构强度设计的重要依据之一，对客机、运输机、轰炸机尤为重要。

（撰写：郭余发　审订：何君毅）

tuxiang pipei zhidao

图像匹配制导　image matching guidance　见航天卷。

tuanliu

湍流　turbulent flow　旧称紊流。流体质点的一种带有随机运动的流动。它通常具有以下特征：

(1) 湍流中各流体质点互相杂乱掺和，使各点的流动属性（如动量、能量等）随机变化并迅速扩散，其扩散速度比分子运动引起的要大得多。

(2) 湍流中充满了不同尺度的旋涡，这种现象是三维的和非定常的。

(3) 湍流的动能总要通过粘性摩擦而耗散，若不补充能量，湍流度将迅速衰减。

(4) 湍流中最小的、动力学上有意义的尺度也远比分子直径大得多，因此它与分子的无规则运动有本质的区别。

湍流的这些特性，特别是它的高度扩散性，对飞行器的气动力和传热特性有重要影响，例如湍流边界层有较高的传热性和较强的抗分离能力。当流体流过固体壁面或当流体层在具有不同速度的相邻流体层旁流过时，都会出现湍流。由固体壁面产生并不断受到其影响的湍流称为壁面湍流；没有壁面时的湍流称为自由湍流。壁面湍流分两类：管道中的湍流和湍流边界层。自由湍流也有两种基本类型：自由射流和物体后的尾流。壁面湍流和自由湍流统称流体力学湍流，是现代流体力学中最重要而又最困难的研究课题之一。湍流结构的精确理论是统计力学中一个异常复杂的难题。湍流结构的实验研究，近年来有很大的进展，人们随之提出了不少湍流模型，供湍流分析计算使用。

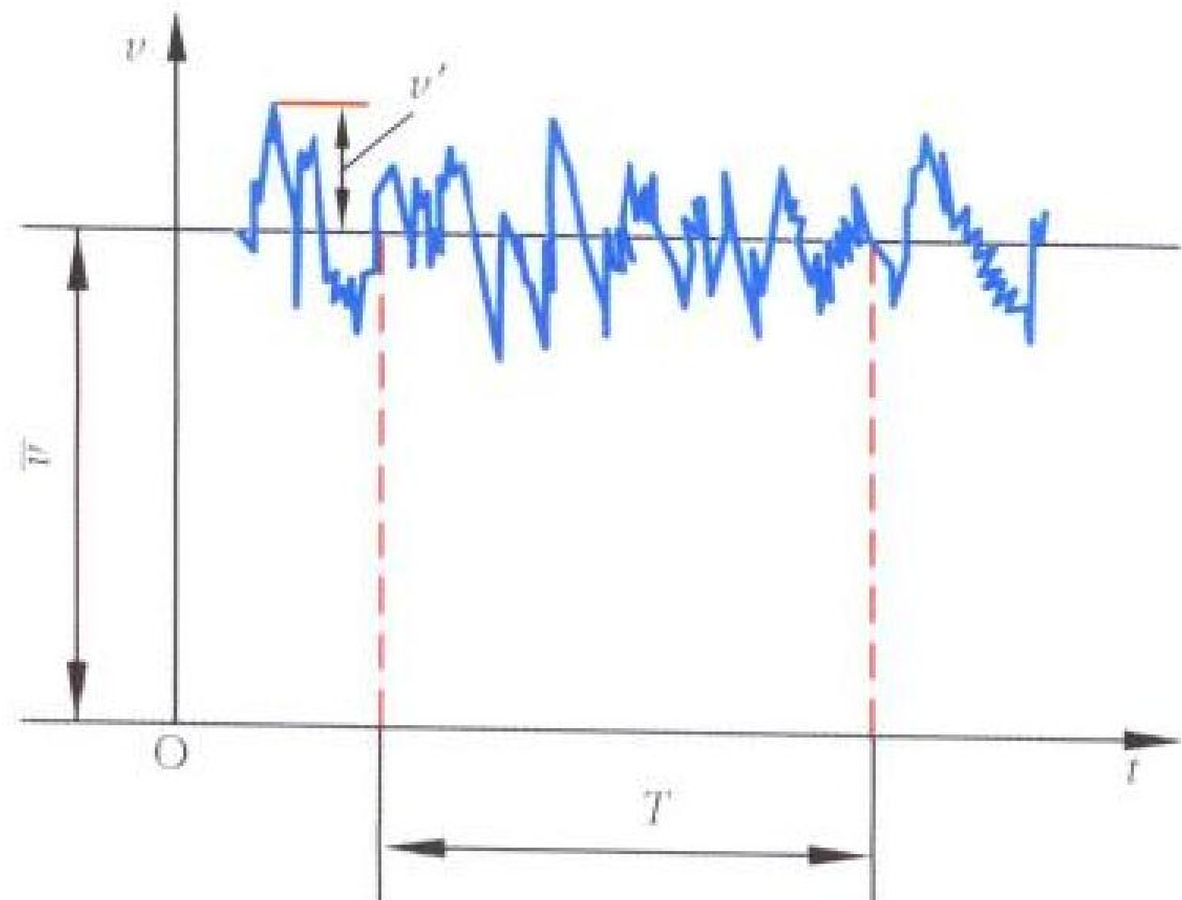
（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

tuanliudu

湍流度　turbulence level　又称紊流度。计量气流速度脉动大小的一种尺度，衡量气流湍流程度的一种标准。气流的速度随时间的变化见图。其瞬时速度 v 可表示为 $v=\bar{v}+v'$，式中 $\bar{v}$ 为平均速度，v' 为脉动速度。气流的湍流度定义为

$$\varepsilon=\left[\frac{1}{3}\left(\overline{v_x'^2}+\overline{v_y'^2}+\overline{v_z'^2}\right)\right]^{1/2}/\bar{v}$$

式中 v_x'，v_y'，v_z' 分别为沿 x，y，z 方向的脉动速度分量。



气流速度随时间变化曲线

风洞气流湍流度采用湍流球、热线风速仪或激光测速仪测量。

大气的湍流度一般在 0.03% ~ 0.05% 范围内。常规风洞试验段气流的湍流度一般在 0.1% ~ 1% 范围内。高速风洞气流湍流度一般要比低速风洞的高。湍流度对边界层的速度型、转捩点、气流分离、激波与边界层干扰、颤振、抖振以及动导数的测量均有影响。为了在风洞试验段得到低的气流湍流度，通常采用大收缩比的稳定段并在稳定段内安装蜂窝器和阻尼网。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

tuanliu moxing

湍流模型　turbulence model　模拟湍流流动的模式。湍流模式理论的简称。它是在湍流流动中把湍流的诸脉动量乘积的时均值在它们自身之间或与湍流诸时均量用微分方程或代数方程联系起来的一些关系式。各种湍流模型有一定的适用范围，有相当的局限性。目前还没有普遍适用的湍流模型。湍流模型可分成下列几种：

(1) 零方程模型——只包含时均速度的湍流流动偏微分方程，不再增加任何脉动量的偏微分方程，但补充了雷诺应力项和时均速度间的代数关系式。

(2) 一方程模型——除时均速度的偏微分方程组外，还采用了一个关于湍流速度比例尺的偏微分方程。

(3) 二方程模型——除以上一方程外，还采用一个关于湍流长度比例尺的偏微分方程。

(4) 应力方程模型——包括所有雷诺应力分量的偏微分方程，通常还有一个长度比例尺的偏微分方程。

(5) 大尺度涡流模拟——把大尺度涡流作为三维非定常流动计算，而对小尺度旋涡采用了半经验模型。

近来又出现了直接数值模拟湍流（DNST），主要用于湍流的基础研究。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

tuanliu zhijie moni

湍流直接模拟　direct simulation of turbulence　数值求解完整的三维非定常纳维—斯托克斯方程，对湍流的瞬时运动进行直接数值模拟的方法。感兴趣的各种统计平均量可通过对瞬时量的平均运算而取得。它具有精确、可提供流场的全部信息、可实现实验室中很难做到的流动条件的控制，且比实验更为经济等优点。但它要求网格尺度足够密以便分辨出所有尺度的有显著影响的流体运动，因而计算量非常巨大。现有的计算机的速度和内存仅能对一些很简单的流动作湍流直接模拟的计算，但对科学和工程问题中存在的复杂流动还远不能满足需要。

（撰写：朱自强　董海涛　审订：李椿萱）

tuigan

推杆　stick push　驾驶员向前推驾驶杆（盘），使飞机下滑或进入俯冲的操纵方法，是使飞机下俯的操纵动作。推杆（如图所示）可以使飞机下降高度和增速。一般需要不大的下滑角，可以直接向前推杆使飞机下滑，缓慢下降高度。如果需要较大的下滑角，一般战斗机驾驶员都不直接向前推杆，而是向斜前方推杆，使飞机既转弯又下滑，最后进入较大的俯冲角。这样进入俯冲不会使飞机过载小于 1 太多。而直接推杆进入较大俯冲角时，驾驶员有“失重”的感



推杆

觉，会离开座椅，感到不舒服。

（撰写：李玉瑛　审订：李志强）

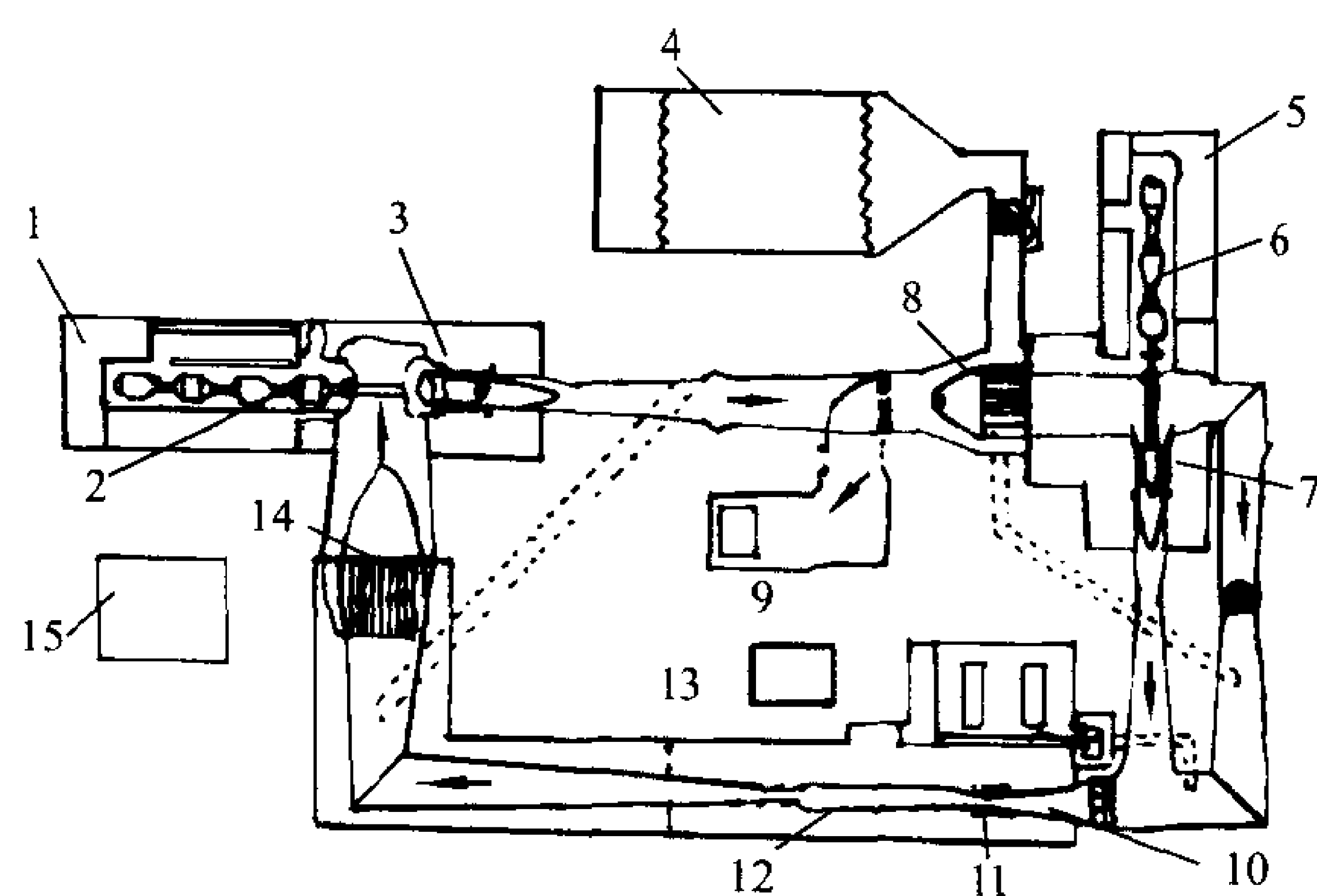
tuijian dinghuo shebei

推荐订货设备 recommended equipment for order 由装备承制方向使用方推荐供使用方单独订货的各项设备的统称。主要包括部分定期检修设备（主要用于系统和部件的离位维修），二级、三级维修设备和场站设备等。

（撰写：侯志刚　审订：王立群）

tuijin fengdong

推进风洞 propulsion wind tunnel 能进行飞行器或飞行器的一部分与全尺寸推进系统（包括运转的发动机，下同）模拟飞行状态联合试验的大型试验设备。它可以在有飞行器结构部分所引起的相互影响的情况下，确定推进系统的安装性能，主要用来研究高空飞行条件下推进系统外部流动特性和内部气动、热力过程，鉴定飞行器与推进系统高空飞行中的匹配性能特性。例如，进气道—发动机—尾喷管与飞行器的匹配性能，推进系统在飞行器上不同安装形式的影响，外界自由流与尾喷管喷射流之间的互相作用，外界自由流对进气道性能和工作特性的影响，外部干扰（如压力和温度变化、突风和湍流、吞咽武器排气等）对推进系统的影响等。推进风洞及其主要组成部分见图。



推进风洞示意图

1—主动力间；2、6—传动；3、7—压气机；4—空气干燥间；5—第二动力间；8、14—冷却器；9—排气消音；10—整流网和整流片；11—挠性壁喷管；12—试验段；13—燃料泵；15—燃料库和低压泵

推进风洞试验时的供气量约为发动机空气质量流量的8～12倍或更多，因而设备非常庞大，建设投资巨大，试验费用昂贵。现有的最大的推进风洞，对现代航空推进系统，只能进行上述部分试验任务。

（撰写：杜鹤龄　审订：刘大响）

tuijin xitong gaokong moni shiyan

推进系统高空模拟试验 propulsion system altitude simulation test 在航空推进系统高空模拟试验设备上，模拟飞行状态（飞行高度、飞行马赫数）和飞行姿态（飞行迎角、侧滑角）以及地面与高空环境条件进行的推进系统稳态和瞬态试验。其特点是试验的飞行条件、飞行姿态及环境条件可人为控制。按模拟程度不同可分为直接连接式（简称连接式）高空模拟试验、自由射流式高空模拟试验和推进风洞试验。高空模拟试验的基本模拟条件是：

进气条件：决定航空推进系统进气状态的主要参数为飞行高度和飞行马赫数，在自由射流高空模拟试验和推进风洞试验时是直接模拟的，而连接式高空模拟试验则是模拟发动机进口截面上的总压和总温。

排气条件：保持发动机尾喷管出口环境为模拟高度上的静压或使发动机尾喷管始终处于超临界工作状态的环境压力。

此外，空气质量流量一般由被试航空推进系统的大小和所选定的模拟方法确定。环境温度只在特殊试验中进行模拟。

高空模拟试验的目的是：(1)鉴定航空推进系统在整个飞行包线内（必要时可超出飞行包线）的性能、功能、稳定性、工作可靠性、结构完整性以及环境条件的适应性；(2)研究整个航空推进系统及其各部件和系统的性能潜力，以及外部环境条件对其性能的影响；(3)分析和研究航空推进系统使用中的故障等。

（撰写：杜鹤龄　审订：刘大响）

tuijin xitong zonghe kongzhi

推进系统综合控制 integrated propulsion control 将进气道、发动机和尾喷管综合在一起加以控制，使之获得最佳的性能匹配，从而使整个推进系统得到最好的动态和静态特性的控制。只有在发动机控制和进气道控制中引入数字电子控制器且有了数据通信系统以后，才使综合控制成为可能。综合控制系统能自动检测和抑制进气道喘鸣，当飞机减速时，减少发动机进气量；感受进气畸变，控制压气机放气；感受压气机出口马赫数或压力脉动来检测压气机失速。采用综合控制后，可扩大推进系统工作范围和飞行能力，使发动机接近极限工作，提高推力，降低油耗；通过移动发动机的工作点，提高抗外界干扰的能力。

（撰写：方昌德　审订：陈大光）

tuijin xiaolü

推进效率 propulsive efficiency 发动机或推进器所产生的推进功率（推力和飞行速度的乘积）与有效功率之比。喷气发动机本身就是推进器，它把一部分有效功率转变为推进功率，其余部分以动能形式散失在大气中，所以推进效率表示有效功率的利用程度，是衡量发动机作为推进器的经济性的重要指标。飞行速度为零时，推进效率为零，因为发动机产生推力，但不做推进功。随着飞行速度增大，推进效率增加。在主要的飞行状态下，涡轮喷气发动机的推进效率一般为0.5～0.8。以螺旋桨为推进器时，其推进效率就是螺旋桨效率，飞机螺旋桨的实际效率最高约为0.8～0.87。

（撰写：张津　审订：陈大光）

tuili

推力 thrust 气流作用在发动机内、外表面上作用力的合力，即发动机所产生的推动飞行器运动的力。气体经过喷气发动机时，喷入燃料，燃料燃烧产生的热能使燃气的动能增大，以高速喷出。当发动机的排气速度 V_e 大于飞行速度 V 时，说明发动机给气体在加速方向（反飞行方向）以作用力，而气体则给发动机在飞行方向以反作用力，即推力。推力大小取决于流经发动机的工质质量流量和速度增量（$V_e - V$）。在海平面标准大气条件下，发动机在静止状态的推力称为海平面静推力。小型涡轮喷气发动机起飞状态的海平面静推力可以小到50 daN，而大型涡轮风扇发动机的起飞推力可达40000 daN以上。正在研制中的微型无人机用的微型涡轮喷气发动机的推力只有0.01～1.00 daN级。对于装有矢量喷

管的发动机，通过偏转喷管矢量角来改变喷管排气的方向，发动机产生矢量推力。对于全方位偏转的矢量喷管，其推力可分解为轴向、飞机俯仰方向和偏航方向的三个推力分量。

（撰写：张 津　审订：陈大光）

tuili celiang xitong

推力测量系统 thrust measurement system 测量发动机（包括火箭发动机）推力的系统总称。推力是发动机性能中最重要的指标之一。常用推力大小划分大、中、小型发动机。例如推力 50 kN（或 100 kN）以上为大型发动机，推力为 10～50 kN 的为中型发动机，推力小于 10 kN 的为小型发动机。火箭发动机的推力更是它性能的重要指标。该系统一般由推力传感器、放大器、指示器、记录器和微处理器等组成。为了能准确测出发动机的推力，要求推力传感器和整个通道的记录仪器的精度较高和频带较宽。在试车台上测量推力常用多个推力传感器，记录器要记录多路的信号，由微处理器进行处理。微处理器内必须装上提高系统静态精度的各通道误差修正器和改进整个多路测量系统动态性能的动态补偿数字滤波器，以提高整个系统的静态、动态性能。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

tuili guanli jisuanji

推力管理计算机 propulsion management computer 对发动机的推力等有关参数进行管理的计算机。推力系统在推力管理计算机智能控制下能把驾驶员设定的功率变换为在不同飞行状态下的发动机功率，给出相应推力。

（撰写：魏绍贤 陆荣国　审订：周耀荣）

tuili huanxiang fadongji

推力换向发动机 thrust vectoring engine 又称推力矢量发动机。通过改变排气流方向而提供不同方向推力的发动机。推力换向发动机与常规发动机的主要区别是采用排出燃气方向可改变的喷管即矢量喷管。在 20 世纪 60 年代，首先采用矢量喷管的是罗·罗公司的“飞马”涡轮风扇发动机（见图 1），它有四个可旋转 90°～110° 的喷管，前两个喷管排出外涵气流，后两个喷管排出内涵气流。“飞马”发动机用于世界上第一种垂直起落战斗机“鹞”式飞机。20 世纪 90 年代开始研制的推力换向发动机则主要用于提高飞机空中机动性和起落性能，如美国的 F 119（见图 2）和俄罗斯的 AL 31-FU（见图 3），它们分别装二维推力矢量喷管和轴对称推力矢量喷管，用于 F-22 和苏-30 MK 战斗机。

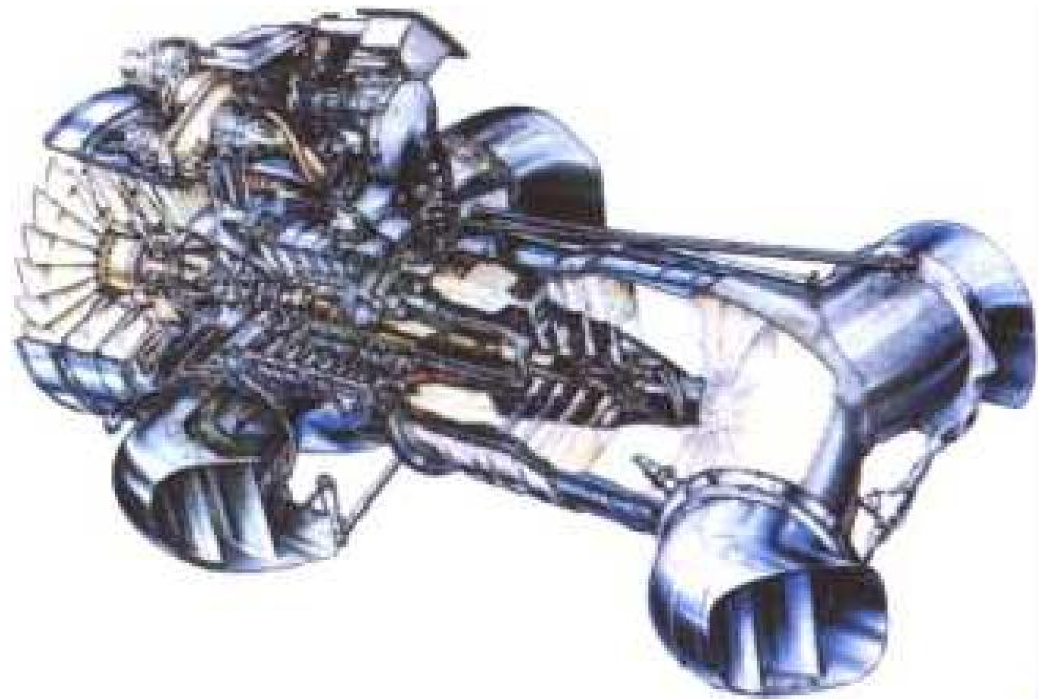


图 1 罗·罗公司“飞马”推力换向涡轮风扇发动机



图 2 普·惠公司 F119 推力换向发动机

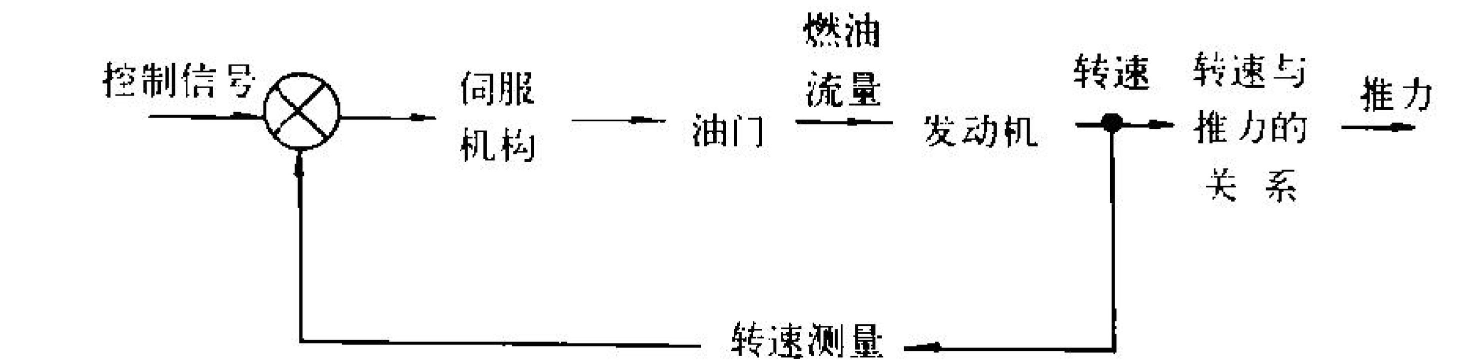


图 3 AL 31-FU 推力换向发动机

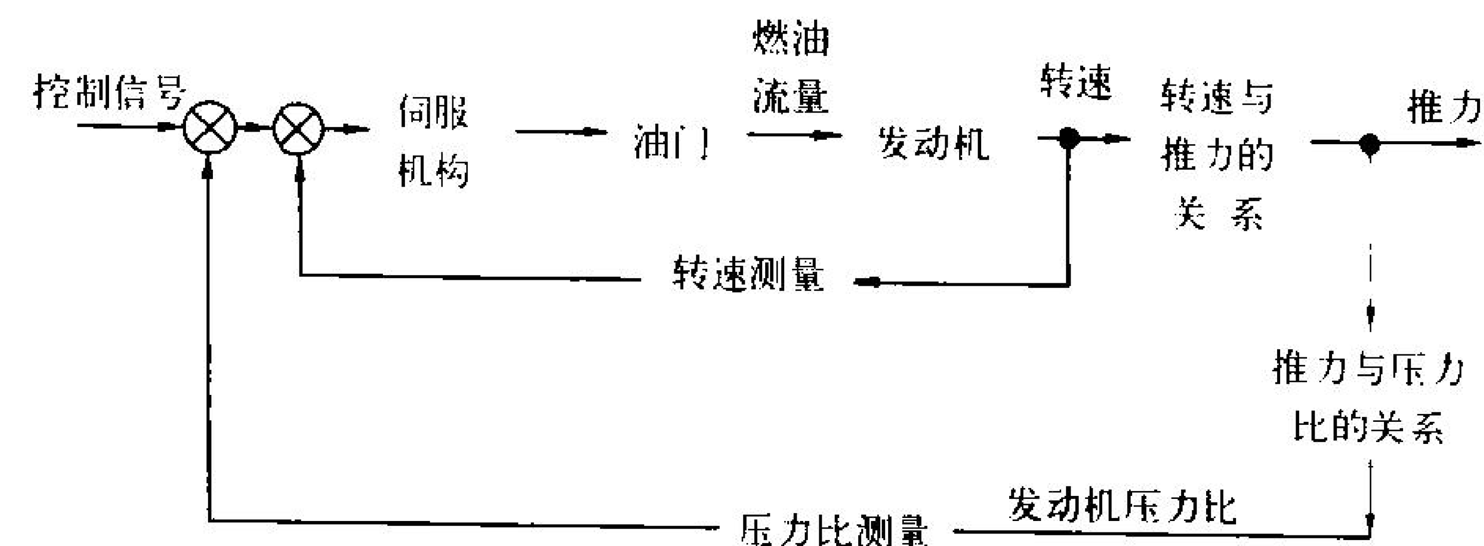
（撰写：方昌德　审订：陈 光）

tuili kongzhi xitong

推力控制系统 thrust control system 能对发动机的推力进行自动调节的系统。发动机的推力一般是通过控制发动机的油门来调节发动机的转速，从而达到对推力的控制。实施推力控制通常有两种模式：(1) 开环控制模式：通过控制发动机转速间接控制推力，见图 (a)，转速本身的控制为闭环，转速与推力间有一定直接函数关系，此种系统仅能达到对转速的稳定和控制，因而精度较差。(2) 闭环控制模式：通过测量压力比对推力进行检测从而得到系统的转速和推力，形成闭环控制，见图 (b)，可达到对推力的精确控制目的。



(a) 开环控制模式



(b) 闭环控制模式

两种发动机推力控制图

（撰写：王宗学　审订：王占林）

tuili shiliang jiao

推力矢量角 angle of thrust vectoring 在推力矢量状态下喷流轴线与在非推力矢量状态下喷流轴线之间的夹角。它是控制推力矢量的主要参数之一。用于战斗机的最大推力矢量角一般在 20° 左右。

（撰写：范洁川　审订：刘秋爽）

tuojidao

拖机道 towing way 又称辅助滑行道、推机道。飞机在飞行地带与个体停机坪、飞机校靶坪、飞机洞库、机库（含修

理厂房、定检厂房等)、掩体、掩蔽库之间往来的通道。其道面宽度和道基宽度根据所保障的机种机型确定。通常，一级机场供中型轰炸机和中型运输机使用的道面宽 14 m，道基宽 17 m；二级机场供歼 (强) 击机使用的拖机道面宽 8 m，道基宽 11 m；供轻型轰炸机使用的道面宽 11 m，道基宽 14 m。转弯弯道内侧适当加宽。高填土和深挖土地段的道基宽度，应根据土坡的稳定性和飞机在牵引时的安全性确定。

(撰写：范黎明　审订：姬永兴)

tuoye feixing

拖曳飞行 towing flight　为执行某一特定任务，在飞机尾部或直升机下部加拖挂物而进行的飞行。

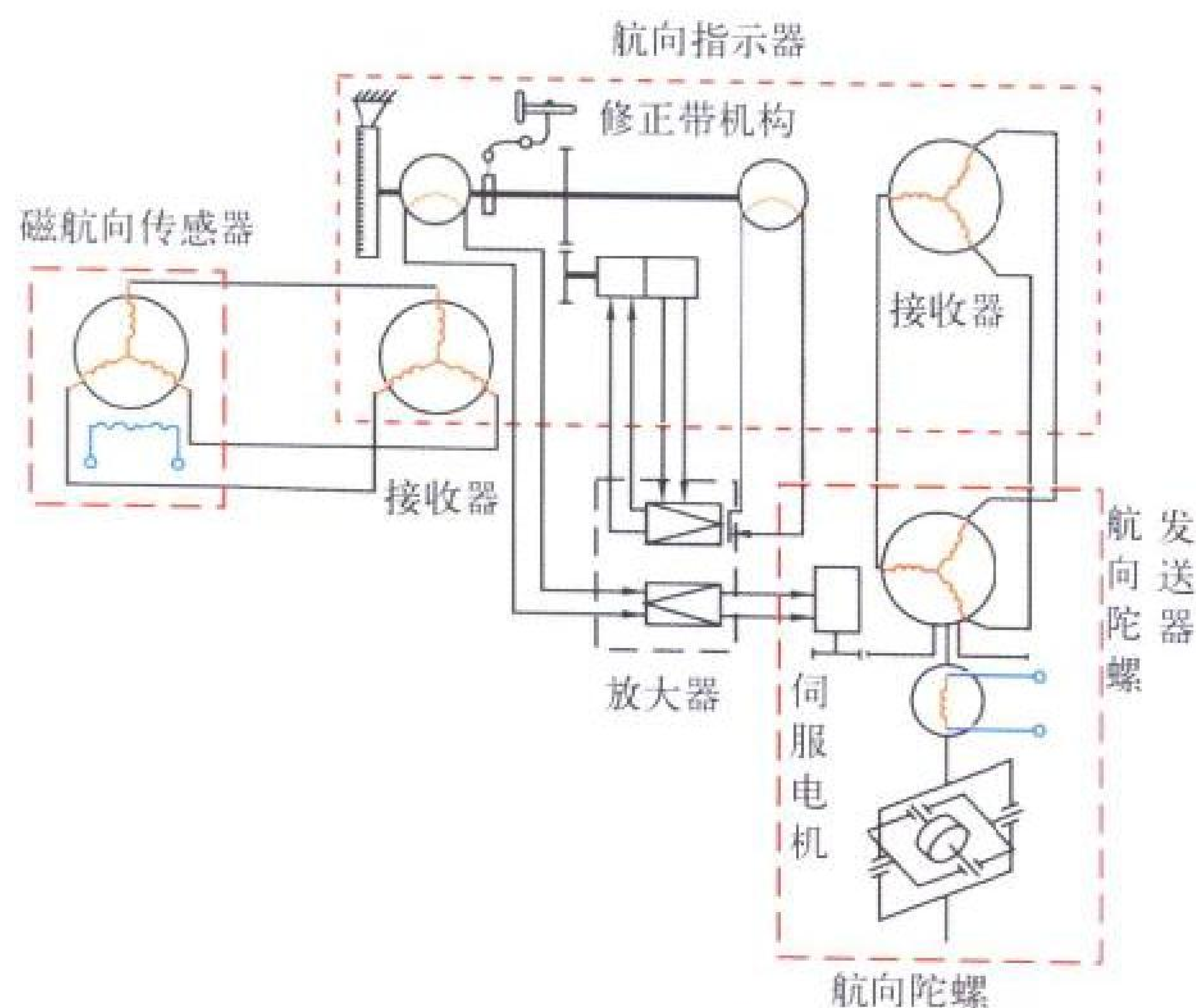
(撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强)

tuotiwo

脱体涡 separated vortex　剪切层从物面分离而形成的三维旋涡。由于物面上存在逆压梯度、物面折角或两股气流相会合等原因，气流从物体表面分离形成旋涡。脱体涡是自由涡的一种。(撰写：张仲寅　审订：吕志咏)

tuoluo ciluopan

陀螺磁罗盘 gyro magnetic compass　由磁航向传感器控制的航向陀螺仪，输出磁航向角信号的仪表或系统。由磁航向传感器、航向陀螺、放大器、航向指示器等组成。磁航向传感器与同步接收器、放大器和伺服电机组成伺服系统，将飞机的磁航向信号输给航向陀螺传感器。航向陀螺传感器输出由陀螺稳定的磁航向信号，并通过另一套伺服系统带动指示器，指示飞机的磁航向。当飞机转弯时，磁航向传感器误差较大，系统会自动断开磁航向传感器，而输出陀螺记忆的磁航向信号。这样结合起来，既发挥磁航向传感器和航向陀螺仪的优点，又克服两种传感器的缺点。为减小罗差，一般磁航向传感器装在受飞机磁场影响较小的翼尖或尾部，此外还采用凸轮带修正机构 (即图中修正带机构) 对系统误差进行补偿。这种仪表的误差为 ±1° 或 ±1.5°。



陀螺磁罗盘原理图

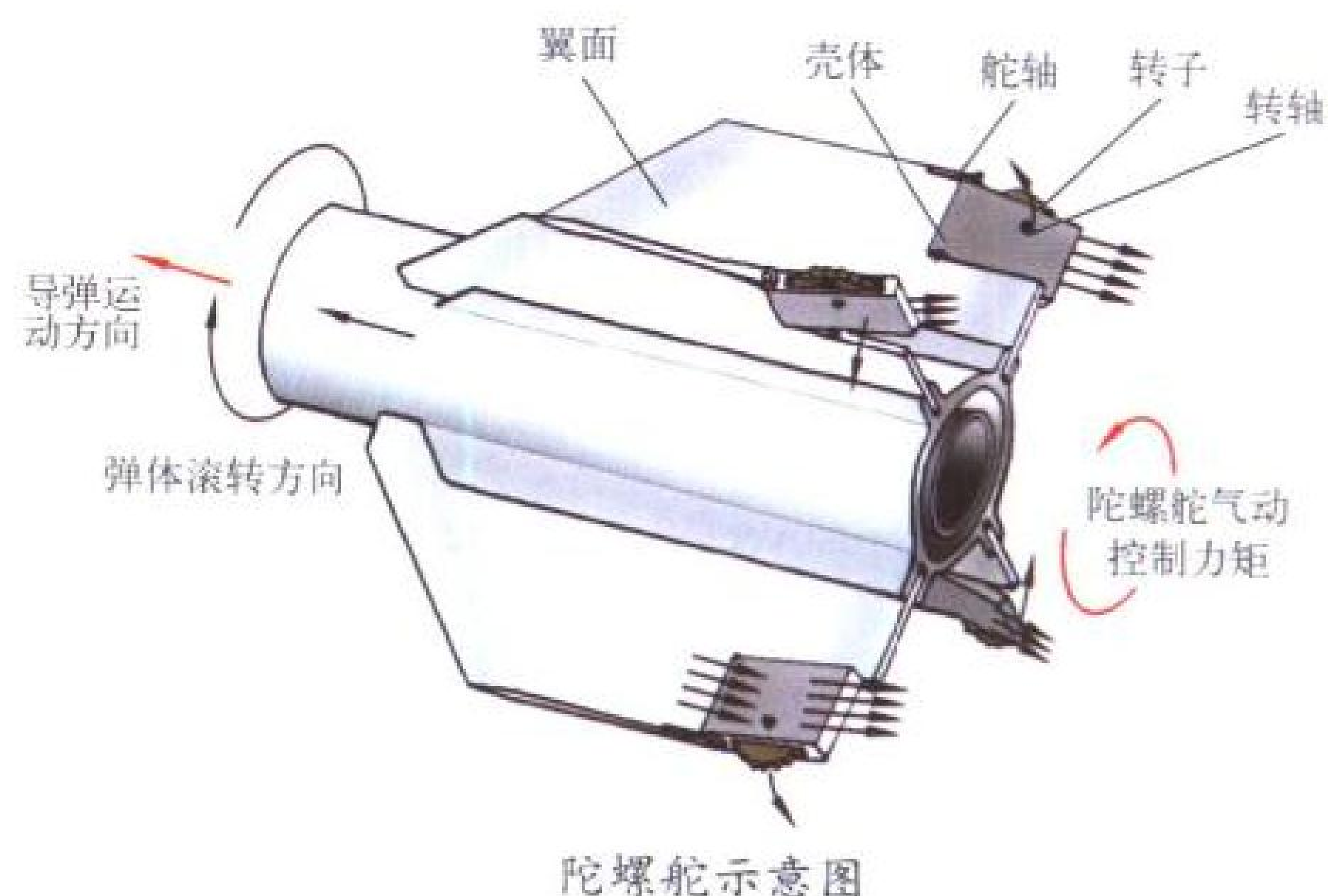
(撰写：黄俊钦　审订：王占林)

tuoluo dipingyi

陀螺地平仪 gyro horizon　简称地平仪。指示飞机倾侧 (滚转) 角和俯仰角的陀螺仪表。除指示部分外，其结构与垂直陀螺结构相同。在垂直陀螺仪上固定一个指示标记，滚转角的刻度盘固定在仪表壳体上，两者相对转动的角度便是飞机的滚转角。同理，俯仰刻度盘也固定在垂直陀螺仪上，飞机符号装在仪表玻璃上，飞机符号与俯仰刻度盘之间的相对转动角度便是俯仰角。为了使俯仰角的指示比较形象而直观，俯仰刻度做成球形，人工地平线 (俯仰角为零度的线) 以上为蓝色相当于蓝天，地平线以下为深色以示地面。歼击机用的地平仪增设了一个随动环，将垂直陀螺仪的转子和内外环都安装在随动环上，随动环轴平行于飞机纵轴，飞机作任何姿态的机动飞行时，随动环都能保证陀螺仪的自转轴、内环轴和外环轴三者正交，从而使俯仰角和倾侧角的显示范围均可达到 360°。飞船、空间站、航天飞机等在空间航行的飞行器所用的陀螺地平仪，绕三轴转动的显示范围均可达到 360°。20 世纪 80~90 年代，现代飞机上多采用大屏幕彩色 CRT 或彩色液晶平板显示仪 (LCD)，俯仰角和滚转角的显示主要在主飞行显示仪 (PFD) 中，陀螺地平仪仍作为备份仪表使用。(撰写：黄俊钦　审订：王占林)

tuoluoduo

陀螺舵 rolleron　利用陀螺进动原理进行偏转的控制面。陀螺舵的部件有壳体、转子、转轴和舵轴。典型构造如图。



陀螺舵示意图

陀螺舵是一个二自由度陀螺，其第一个自由度是转子绕转轴旋转，第二个自由度是陀螺舵壳体和转子一起绕舵轴转动。导弹飞行时，带齿的转子在空气流作用下旋转，转子转速随飞行速度和大气密度的增加而增加。为增加转速，有的导弹在转子前加装导流槽。转子转速最高可达 60000 r/min 以上。当导弹出现滚转时，由于陀螺的进动，使陀螺舵偏转，产生与导弹滚转方向相反的滚转力矩，从而限制导弹的滚转角速度。若将陀螺舵的舵轴与导弹纵轴安装成一定角度，陀螺舵偏转除控制滚转角速度外，还能增加纵向和航向的气动阻尼。(撰写：葛全瑜　审订：郑志伟)

tuoluoyi

陀螺仪 gyroscope　简称陀螺。测量运动物体 (火箭、飞机、舰船等) 相对惯性空间正交于自转轴的一个或两个轴的角运动装置。图 1 为机电型框架陀螺仪结构示意图。高速旋转转子通过轴承安装在内环上，内环通过轴承与外环相连，外环又通过轴承与外壳 (称基座) 相连。就转子轴而言，它能绕内环轴和外环轴转动，称为两自由度陀螺仪。当转子及内环组件通过轴承直接固连在基座上时，称为单自由度陀螺仪。为了完成测角工作，内环轴和外环轴上还装有角度传感

器和力矩器。两自由度陀螺仪有两个重要特性：定轴性和进动性。定轴性指自转轴力图保持相对惯性空间方位稳定不变

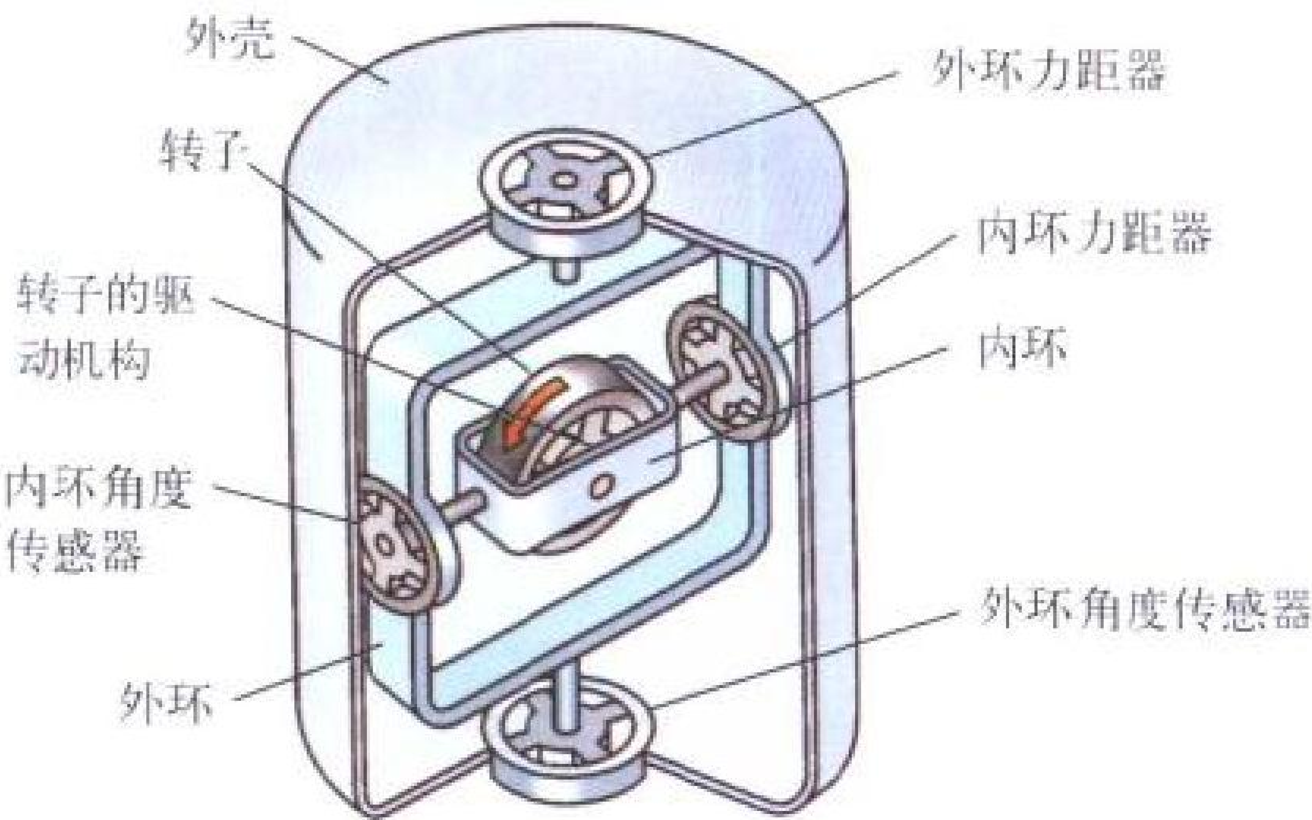


图 1 陀螺仪结构

的特性，利用这一特性可以建立角基准，测量转角；进动性指陀螺仪在外力矩（见图 2 由 G 产生的 M）作用下，转子轴 H 会沿最短路径趋向外力矩作用方向的特性，即绕 ω 轴进动。利用这一特性，可以在内、外环轴施加控制力矩，克服轴上有害力矩，使陀螺仪的转子轴以要求精度稳定在惯性空间，或使陀螺仪按要求实现规律的运动。为减小各种干扰力矩对陀螺影响，提高陀螺精度，框架支承系统进行了不断的

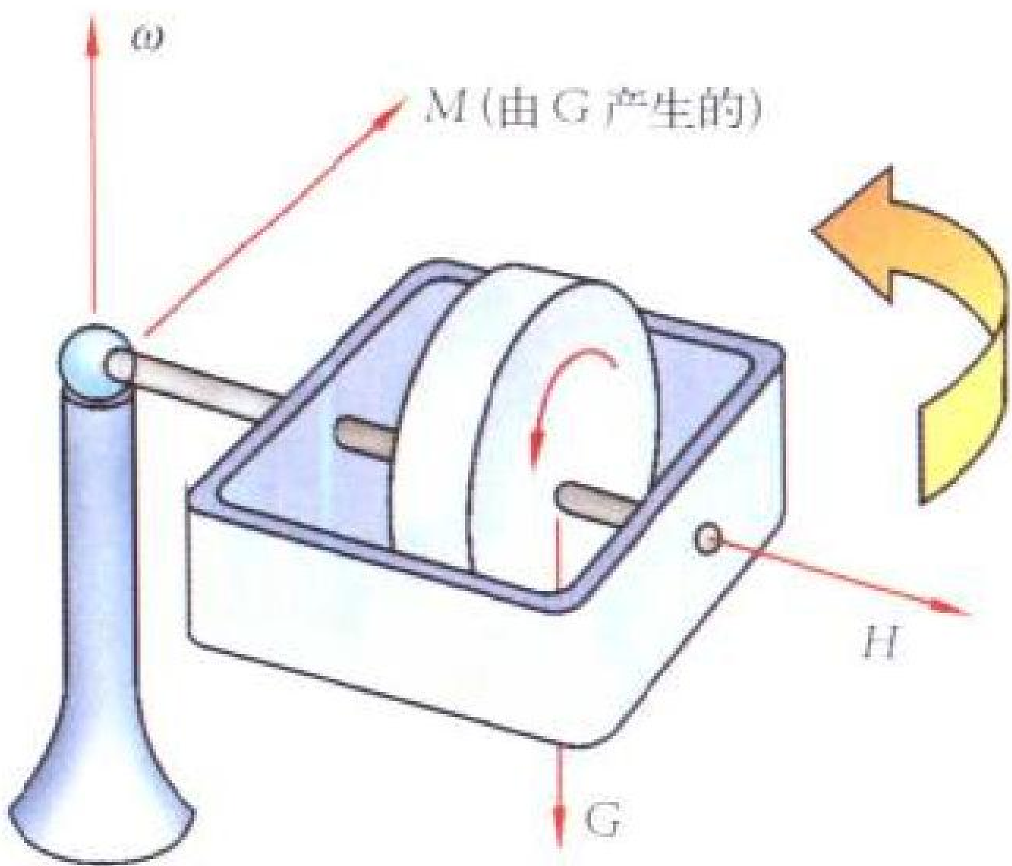


图 2 陀螺仪的进动现象

改进和革新，出现了不同支承方式的陀螺仪（如液浮陀螺仪，动力调谐陀螺等）；随着技术发展，陀螺这一名称已推广到没有转子而功能与框架式陀螺等同的其他结构形式的仪表（如激光陀螺等）。 （撰写：以光衢 审订：李四海）



V xing weiyi

V 形尾翼 V-tail 见尾翼。



CM. 170 V 型尾翼教练机

VXI zongxian

VXI 总线 VXIbus 见航天卷。



waichang kegenghuan danyuan

外场可更换单元 line replaceable unit (LRU) 从结构、功能或电气上，把飞行器零部件、系统或设备划分成在外场级维修中可以拆卸或更换的独立单元。恰当地划分外场可更换单元，对于提高拆卸速度和降低后勤保障需求，使系统或设备在发生故障后能尽快地全面恢复到可用状态，并最终求得高的可用性和降低使用保障费用有非常重要的影响。LRU 的划分应遵循以下准则：(1) 应易于故障检测和隔离。一般在外场级维修时，可采用机内测试 (BIT) 方式进行故障检测，并将故障隔离到 LRU。(2) 每个 LRU 最好为一个完整的功能块。(3) LRU 之间交叉连线应最少，并具有独立的测试性。(4) 应具有互换性，更换 LRU 后，系统或设备不需要重新调整或仅需少量调整。(5) 若有可能应进行可靠性或费用划分，即把故障率高的项目集中在一个 LRU 上；把费用昂贵的项目集中在一个 LRU 上。 （撰写：朱万年 审订：顾世敏）

waichang kegenghuan mokuai

外场可更换模块 line replaceable module (LRM) 在 LRU 和 LRS 合并在一起的两级维修体制下，把航空电子系统或设备划分成在外场级维修中可以拆卸或更换的独立模块。超高速集成电路 (VHSIC)、多芯片模块 (MCM)、固态微波组件及光导纤维等先进器件在航空电子设备中的应用，使三级维修变为二级维修。两级维修减少了维修人力、降低了技术等级、减少了维修和测试设备及设施要求以及每次部署时的费用。采用两级维修体制似乎简单，但要有效实施却在每个维修级上都会带来某些技术难点，特别是对航空电子设备机内测试 (BIT) 有着较高的要求。两级维修体制在国外航空电子系统和设备的维修中已采用。

（撰写：朱万年 审订：金德琨）

waichang zhibanshi

外场值班室 field ready room 空军场站向飞行现场派出的保障航空兵飞行的机构。供场站外场值班人员组织、检查与讲评航材、油料、弹药、通信、气象、医疗、消防、场务、车辆等外场地面勤务保障工作和值班休息。值班人员通常由场站首长、场站司令部参谋人员和其他有关人员组成。外场值班室一般应建在面向跑道视野开阔的地方。

（撰写：范黎明 审订：马建新）

waihan jiali ranshaoshi

外涵加力燃烧室 by-pass afterburner, ducted afterburner, ducted burner 又称涵道加力燃烧室或管道加力燃烧室。在涡轮风扇发动机风扇后气流中喷油燃烧，使气流温度和排气速度大幅度增加以获得额外推力的装置。外涵加力燃烧室通常由扩压器、喷油装置、火焰稳定器、点火器、隔热防振屏和加力筒体等组成。虽然由于外涵气流全为新鲜空气、氧含量高，有利燃烧；但气温低、流速大，尤其在高空低马赫数飞行条件下，组织燃烧较难。外涵加力燃烧室已经在超声速垂直起落战斗机上试验过，未来超声速运输机也可能采用，并可用于高速飞行器的组合动力装置上。外涵加力燃烧室设计时要特别注意软点火、分级燃烧和防止发生振荡燃烧，以免引起风扇喘振失速。 （撰写：杨茂林 审订：王洪铭）

waiwu tunyan shiyan

外物吞咽试验 ingestion test 发动机定型试验中检查吞入外来物的适应性试验。试验目的是检查发动机在一定转速下，吞咽一定速度、一定重量和数量的外来物时，发动机应能正常工作，或虽然造成发动机某些零件损坏但不导致发动机停车并能在规定的时间内恢复推力，或造成发动机停车但不发生导致飞机损坏的故障。进行试验的发动机要求与持久试车发动机的零件目录和结构相同。每次试验前要求校准发动机，以确定试验过程中发动机稳态和瞬态性能恶化程度。试验时应采用符合国家标准规定的燃油。

外物吞咽试验内容包括：(1) 吞鸟试验，在一定的转速和鸟速下，发动机应能吞下一定数目和大小的鸟，可能造成发动机某些零件损坏，但不能引起发动机停车。(2) 吞冰试验，发动机应能吞咽冰雹而不发生熄火，推力恢复时间不超过型号规范规定值，持续推力损失不超过此工作状态推力的 10％，或没有可以引起发动机故障的主要结构损坏。(3) 吞砂试验，发动机及其所有附件应能在整个工作范围内，在每立方米空气含砂尘 0.053 g 的地面环境条件下满意地工作。(4) 吞入大气中液态水，发动机在高度为 13 km 以下的整个工作范围内，空气含水的质量达总空气流量的 4％～5％，并且有 50％液态水通过进气道 1/3 扇形面积进入发动机进气道，发动机应能正常工作。(5) 吞入火药气体，发动机吞入火药气体后不应造成失速、喘振、熄火和机械损伤。

（撰写：叶培梁 审订：刘大响）

waiyashi jinqidao

外压式进气道 external compression inlet 在进气道唇口前通过激波系将超声速来流减速至亚声速气流的进气道。可分为正激波进气道和斜激波系进气道两种。正激波进气道又称为皮托管式进气道，超声速来流在进气道进口处通过正激波减速为亚声速流（图 1），之后气流在亚声速扩压段内继续减速增压。斜激波系进气道中，超声速气流通过进气道进口前的一级或多级锥体或楔板形成的斜激波系减速至低超声速气流，最后在进口处通过一道正激波使超声速流减速至亚声速流（图 2）。正激波进气道结构简单、工作稳定，但其激波损失较大，通常应用于飞行马赫数小于 2.0 的飞行器上。斜激

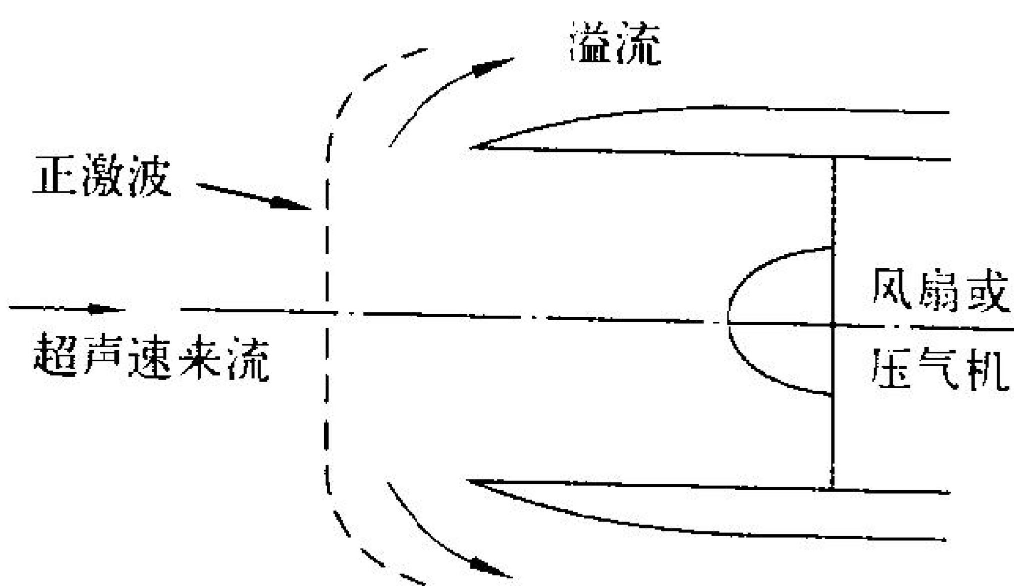


图 1 正激波进气道

波系外压进气道的激波损失较小，总压恢复系数较高，但其外阻较大，适用于马赫数大于 1.8 的飞行器。

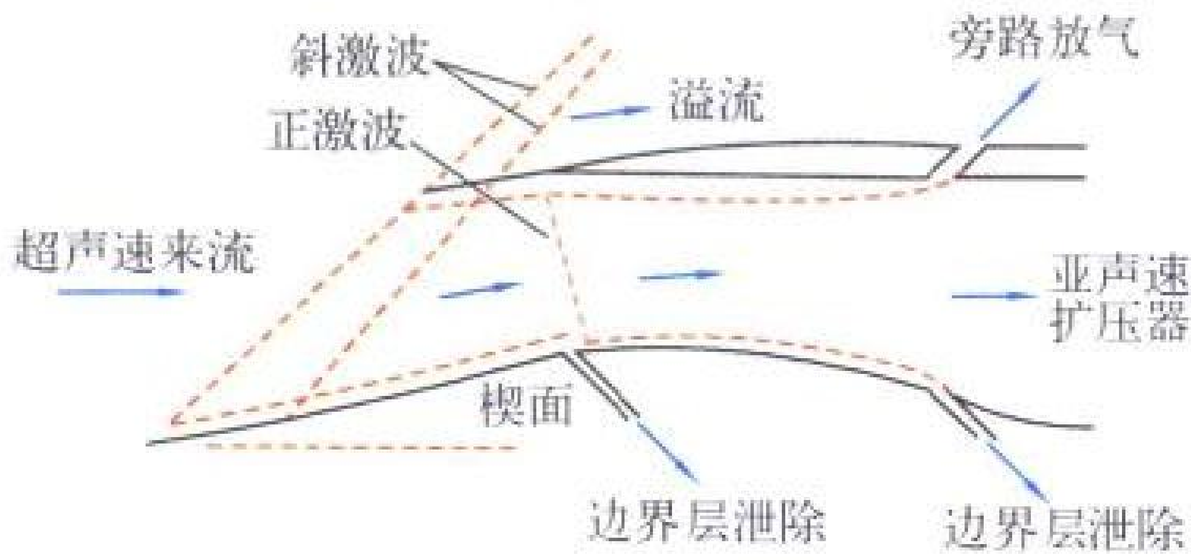


图 2 斜激波系外压进气道

（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

wandu

弯度 camber 中弧线上的点至弦线的最大垂直距离。$f = z_f(x)$，称为弯度分布或中弧线方程。弯度与弦长之比称相对弯度，即 $f/c=\bar{f}$。从翼型前缘至中弧线与弦线之间垂直于弦线的最大线段这一点的距离称最大弯度位置 x_f。它与弦长之比称最大弯度相对位置 $\bar{x}_f$。$\bar{f}$，$\bar{x}_f$ 两个量是表示中弧线几何特征的重要参数。低速飞行时，对于正弯度分布（$f \geqslant 0$）翼型，增加$\bar{f}$，翼型的零升迎角和零升力矩系数负值增大；减小 $\bar{x}_f$，零升力矩系数的负值减小，$\bar{x}_f$ 减小适当时，最大升力系数可增大。一般低速飞机采用的翼型，弯度在 4% 左右，最大弯度位置在 15% ~ 40% 之间。高速飞机为减小阻力，大多采用弯度为零的对称翼型。弯度为负值时，称为反弯度翼型（参见*翼型厚度*附图）。

（撰写：朱一锟 审订：陈晏清）

wanlüe yepian

弯掠叶片 leaned swept blade “弯”是指叶片截面的积叠线偏离径向安置而向周向倾斜或弯曲；“掠”是指叶片前缘在子午面（即通过转子旋转轴的平面）内的走向。对于转子叶片，叶尖向前伸为前掠，向后为后掠。其工作原理与飞机的后掠翼或前掠翼相似，主要目的是降低相对于叶片的气流有效马赫数，从而减少激波损失。由于从根到尖相对于转子叶片的气流角和马赫数都有较大变化，故不能像机翼那样设计成沿翼展方向保持后掠角不变或基本不变。由于设计、工艺、材料技术的发展，弯掠叶片正作为一项新技术被采用。近年来的试验研究表明，后掠角不能过大，过大对性能反而不利，而前掠叶片比后掠叶片对性能更有利，可以达到更高的效率和喘振裕度，特别是可大幅度提高抗畸变能力。通用电气公司试验过一个单级前掠风扇，抗畸变能力比通常的风扇提高了 80％。这一点对进气畸变度大的隐身飞机用的发动机和带矢量喷管的发动机尤为重要。前掠角对气动性能有利，但强度、振动设计较困难。为解决这类问题，采用了一些特殊措施，如采用碳纤维缠绕叶冠。罗·罗公司最新型的遄达涡轮风扇发动机的风扇，就采用了前掠空心钛合金叶片。桨扇发动机的桨叶也多采用马刀形的后掠式叶片。

就对喘振裕度的影响而言，前弯（即向旋转方向的弯曲）与前掠的作用相类似。 （撰写：李志广 审订：陈矛章）

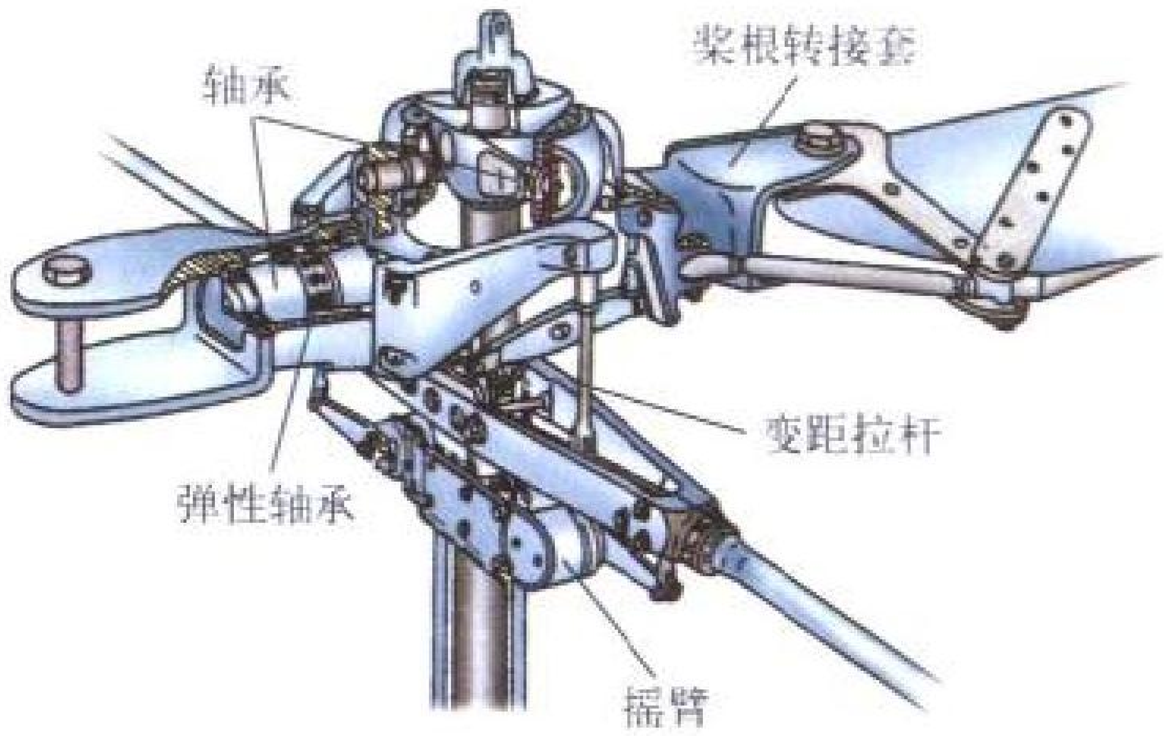
wanquan qiti

完全气体 perfect gas 符合完全气体状态方程描述的气体。完全气体状态方程为：$p=\rho RT$，其中 p 为压力，ρ 为密度，R 为气体常数，T 为绝对温度。完全气体的热力学性质比较简单，例如，它的内能、焓、熵等热力学参数都只是温度的函数，它的定压比热与定容比热之差等于气体常数。在密度不太高时，实际气体可以相当准确地符合上述完全气体状态方程。但在极高或极低温度下，比热会随温度变化而变化。在空气动力学中，除高超声速流动以外，都可把空气近似地看作比热为常数的完全气体。

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

wanxiangjietoushi jianggu

万向接头式桨毂 gimbaled rotor hub 半刚性旋翼桨毂的一种结构型式。因桨叶通过桨毂的万向接头与旋翼轴相连而得名。这种桨毂的特点与跷板式桨毂相同。参见*旋翼*、*旋翼桨毂*、*跷板式桨毂*。



万向接头式旋翼桨毂构造

（撰写：郭士龙 修订：温清澄 审订：杨惠琴）

wangge jishu

网格技术 grid technique 数值模拟中网格的设计方法，包括二维网格、三维网格、结构网格、非结构网格。结构网格的生成技术有代数法、椭圆型方法、双曲型方法、抛物型方法和分区对接法。 （撰写：董海涛 审订：李椿萱）

wangguan

网关 gateway 见电子卷。

weibo anshi

微波暗室 anechoic chamber 又称无回波室。内壁装贴能吸收电磁波的材料的实验室。一般用于天线和电磁散射、电磁兼容测量。常用的暗室形状有矩形和角锥形两种。为了防止外来电磁干扰和室内电磁信号外泄，常在吸波材料外面加装金属板或金属网制成的屏蔽。普通实验室内测量天线时，外来电磁干扰和室内环境对电磁波的散射会影响测量的正常进行。微波暗室因吸波材料在一定的频率范围内、一定程度上吸收照射到墙壁、地板和天花板上的电磁波，减小和消除有害散射，改善了微弱场的测试环境，提高了测量精度。微波暗室内存在着有害散射为最低的区域称为静区。静区的位置及范围取决于暗室吸收材料的特性及工作频率。微波暗室保密性好，有全天候测试能力，对飞行器电磁隐身技术等保密要求高的研究工作，尤为重要。从 20 世纪 50 年代初出现微波暗室以来，现已有很大发展，早期的吸波材料是平板形的，吸收能力低，工作频带窄，现多采用棱锥形吸波体、吸收性能有明显提高。80 年代后期已有长宽高达到 68 m × 34 m × 24 m 的微波暗室交付使用，壁面吸收率达 60 dB，工作频率范围在 1 ~ 250 GHz 之间。

（撰写：舒永泽 修订：许伟武 审订：吕善伟）

weibo danpian jicheng dianlu

微波单片集成电路 monolithic microwave integrated circuit (MMIC) 见电子卷。

weibo jiafuzai

微波假负载 microwave dummy load 能够全部吸收微波能量、防止向空间辐射的微波器件。它与微波电路（波导、同轴线或微带线）具有良好的阻抗匹配，通常在微波测试中使用。

（撰写：许伟武 审订：吕善伟）

weibo zhuolu xitong

微波着陆系统 microwave landing system (MLS) 一种为飞机在进近（进场）和着陆阶段提供位置信息的微波引导系统。地面设备由方位台、仰角台及其天线组成。方位台及其天线装在跑道末端之外，沿跑道中心线向飞机进近（进场）的扇区内发射左右扫瞄的窄波束供方向引导。仰角台及其天线装在跑道侧飞机接地点附近，在进近（进场）扇区内发射上下扫瞄的窄波束供下滑引导。微波着陆系统采用 C 频段的 5031～5090.7 MHz，共有 200 个频道。利用时分多路复用（TDM）技术把方位引导、仰角引导、反方位引导和数据传送等各种功能分配在相应的发射时隙内。机载电子设备从接收信号中的视频成分解算出飞机所处的角位置和提取数据信息，并分辨不同时隙中的各种功能。国际民航组织曾推荐微波着陆系统取代仪表着陆系统，由于设备昂贵而受阻，目前将和差分全球定位系统（DGPS）相竞争。

（撰写：周其焕 审订：薛文安）

weidai tianxian

微带天线 microstrip antenna 见电子卷。

weidong mosun pilao

微动磨损疲劳 fretting wear fatigue 紧配合零件在循环载荷作用或振动的影响下，在配合面的某些局部区域发生微量相对滑动（大致在微米数量级）而引起的表面磨损疲劳。

（撰写：姜伟之 审订：陈大光）

weiguang tance

微光探测 low level light detecting 在微弱的光照度条件下，通过微光图像增强方法实现对景物的观察和识别。通常在可见光波段上人眼可感的光照度为 10^{1} lx，若欲观察如满月夜空照明条件下（约 10^{-1} lx）或深海下余光条件下（约 10^{-8} lx）的景物时，就需将景物的图像增强成 10^{1}～10^{2} lx 照度等级。微光探测可分为直接探测和间接探测两类。直接探测是通过称为像增强器的器件转换为人眼可观察的图像；间接探测是通过微光摄像及相应图像处理后再经视频显示而提供可观察的图像。微光探测广泛应用于夜间或低照度下的各种观察装置，在航空上用于各种飞机的视景增强系统和夜视夜瞄设备。

（撰写：卢广山 审订：郑志伟）

weijidian guanxing chuanganqi

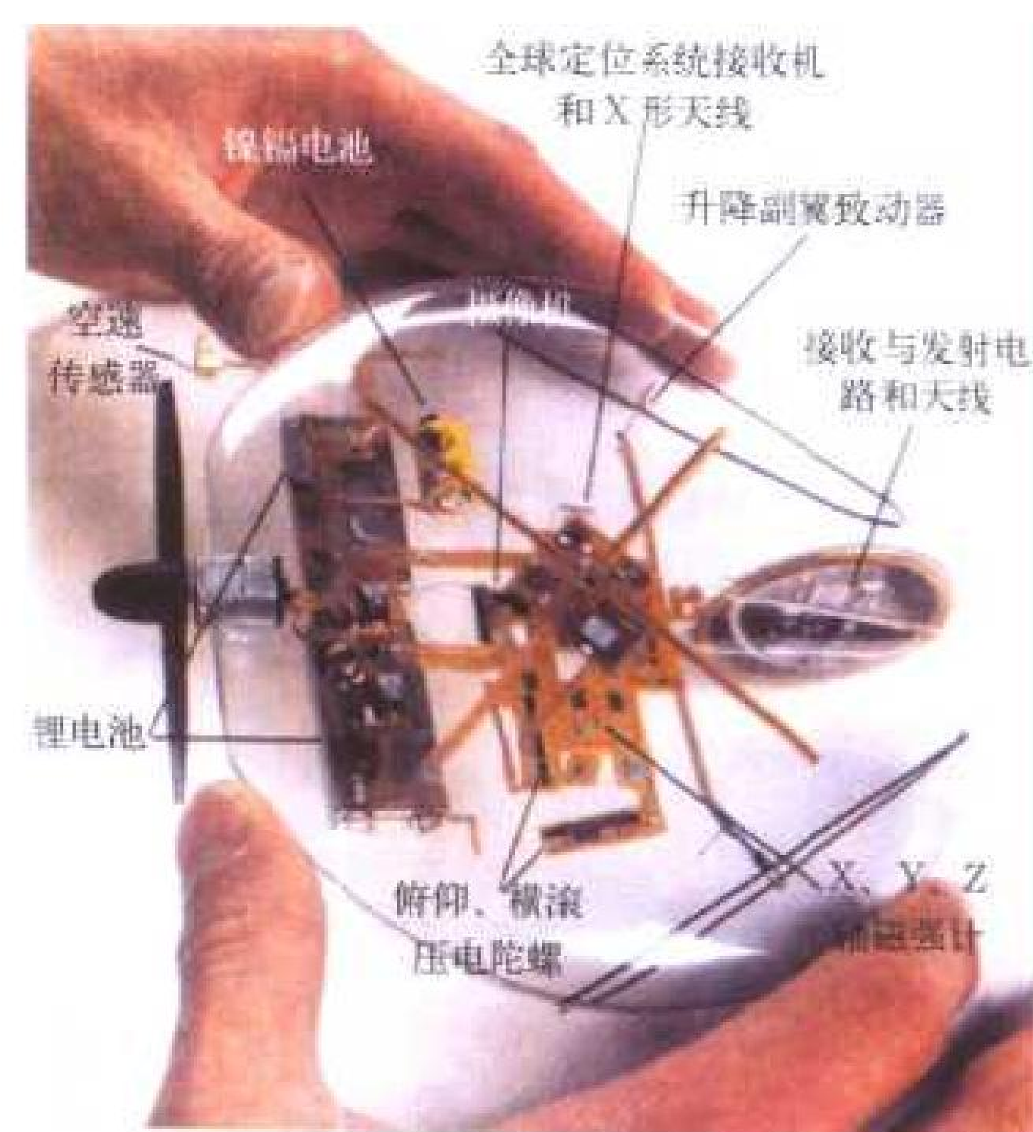
微机电惯性传感器 MEMS inertial sensor 见电子卷。

weiqihoufu

微气候服 micro-climate suit 见调温服。

weixing feixingqi

微型飞行器 micro aerial vehicle (MAV) 尺寸在 15 cm 以下的飞行器，也称微型无人机。微型飞行器的优点在于尺寸小，便于单兵携带和巷战使用，而且它的隐身性好、不易被敌人发现，适合执行侦察任务。未来的微型飞行器大小将会和一只昆虫相当，可以飞入敌方房间，停在墙壁上进行窃听活动，而不受人注意。此外，微型飞行器还能执行干扰、通信中继和目标指示等任务。发展微型飞行器的主要技术难点有五个：一是飞机、飞控系统、通信和侦察设备的微型化；二是适合微型飞行器的动力装置；三是在低雷诺数下的空气动力学问题；四是飞机的智能化；五是用于数据传输的电



美国研制的一种微型飞行器

源。美国研制微型飞行器始于 20 世纪 90 年代初。美国洛克希德·马丁公司从事固定翼微型无人机的方案研究，已取得了初步研究成果。该方案的原型机“微型星”（MicroStar）已于 1998 年 8 月进行了首飞。这种飞机的翼展为 15 cm、起飞重量为 85 g，其中 18 g 为有效载荷，巡航速度为 48 km/h、飞行距离为 5.6 km，续航时间为 20 min。美国微型飞行器的研究目标是使其续航时间达到 1 h，并可实时发回图像，预计 2005 年后，有望交付使用。

（撰写：赵群力 审订：顾诵芬）

weixiu dagang

维修大纲 maintenance program 又称预防性维修大纲。规定飞机预防性维修要求的汇总文件。由于修复性维修不能预定，故维修大纲只包括预防性维修要求。每型飞机都需有本机型的维修大纲，其中包括一、二、三级维修进行的全部预防性维修工作要求。维修大纲的目的是确定适用又有效的预防性维修工作，以最少的资源消耗保持飞机的固有安全性与可靠性水平。其内容一般包括：需进行预防性维修的飞机部件与结构项目，需做的预防性维修工作类型及其简要说明，预防性维修工作的间隔期，进行预防性维修工作的维修级别，飞机区域的编号，和需做预防性维修工作的部件与结构项目的通道编号。现代维修大纲采用以可靠性为中心的维修分析方法制订。该方法包括功能系统分析法、结构分析法、区域分析法和全部预防性维修工作的归并组合 4 部分。维修大纲由飞机的使用方与承制方共同在飞机研制过程中制订：在论证阶段提出便于预防性维修的设计要求，确定以可靠性为中心的维修分析准则与预定的飞机各级定期检查的间隔期；在方案阶段开始进行功能系统级的以可靠性为中心的

维修分析；在工程研制阶段全面展开以可靠性为中心的维修分析，在该阶段结束前提出初始的维修大纲，同飞机一起鉴定与交付。维修部门要按维修大纲编制维修工作卡，供维修操作者使用。维修大纲在使用阶段应开展必要的工龄探索（维修间隔期探索），并按实际使用情况动态地修订。

（撰写：王立群　审订：甘晓华）

weixiu fangxing

维修放行　release after maintenance　维修工作结束后维修机构同意飞机飞行或表明飞机适合于安全飞行的程序。通常，在直接机务准备（起飞线维护）后、定期检查后和三级维修后都有维修放行的程序。程序包括在相应的维修记录中记载批准放行。例如，在中国空军部队中，直接机务准备结束后，由飞机机械师和专业员填写放飞单，并由负责批准放飞的机务干部和接收飞机的机长（驾驶员）签字。飞行后，机长应将意见填入放飞单，以反馈飞机使用情况。



直接机务准备结束后飞机放飞

（撰写：王立群　审订：耿荣生）

weixiu gongcheng

维修工程　maintenance engineering　在航空装备的寿命周期内，主要在研制过程中，优化维修的工程技术。是综合保障工程的核心。其主要任务是：论证确定有关维修的设计特性要求，主要是可靠性、维修性要求；落实、监督与评价有关维修的设计特性的设计；确定维修方案，进行装备保障系统的总体设计；确定与优化维修工作；对维修活动进行组织、计划、监督与控制；收集、分析维修信息，为装备质量的评定与改进提供依据。目标是使所得到的装备具有便于维修的设计特性和相匹配的保障系统，以保证装备在部署时得到及时、有效和经济的维修。

（撰写：侯志刚　审订：张鸿元）

weixiu jibie

维修级别　maintenance level　又称维修等级。按所做维修作业的深度、广度和复杂性划分的维修作业的等级。划分维修级别有利于设置维修作业机构，配备仪器、设备，训练维修人员和制定维修标准等项管理工作，以提高维修工作的质量和效率。中国人民解放军空军实行三级维修体制：一级、二级和三级维修（参见一级维修、二级维修、三级维修）。通常按照装备的发展水平和维修技术水平来确定维修等级设置的总体格局。建立科学、完善的维修作业体制，对于提高维修能力，充分发挥维修综合效益，保持和提高军队战斗力具有重要意义。

（撰写：侯志刚　审订：王立群）

weixiu xukezheng

维修许可证　maintenance certificate　我国适航当局批准从事对本国登记的民用航空器和其部件进行维修业务的国内外申请人维修资格的证明。国内申请人申请项目还可含承修国外用户的航空产品。国内维修单位的维修许可证长期有效，国外维修单位的维修许可证有效期不超过三年，除非在此之前被放弃、暂停或吊销。（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

weixiu zhouqi

维修周期　maintenance interval　又称维修间隔期。两次预防性维修（或检查）工作之间的时间间隔。它包括首次维修期和以后的重复维修间隔期。对需做预防性维修工作的每个飞机产品（或结构项目），都要确定首次维修期和（或）重复维修间隔期。确定产品维修周期的原则是参照承制方的试验数据或类似产品的经验。若无上述数据或经验，则可根据工程判断暂定初始的维修周期。（撰写：王立群　审订：耿荣生）

weiju

伪距　pseudo-range　见电子卷。

weisuijima tiaozhi yinxin

伪随机码调制引信　pseudo-random code modulation fuze　用经过伪随机码调制的高频载波信号探测目标的雷达引信。这种引信用发射的部分伪随机码，经延迟作本地参考码，与目标反射回波码相关检测，获取目标的速度、距离信息。伪随机码具有类似于随机噪声信号的随机特性，但它又是一个预先可以确定的周期序列。因而，信号便于产生、复制和处理，在现代通信和雷达技术中得到广泛应用。对伪随机码引信选择适当的码元宽度，便可获得良好的距离和速度分辨能力。利用一定的码长，可以在一定的距离范围内，进行不模糊的距离测量。由于伪随机码具有随机特性，从而使伪随机码调制的引信有较强的抗背景和抗有源干扰的能力。

目前用得较多的伪随机码，是由具有反馈的线性移位寄存器产生的序列码。它除具有随机特性和自相关函数的优良性质外，相同的线性移位寄存器，还可以产生最长的周期序列，因而效率最高，在工程上得到广泛的应用。由于引信的工作频率提高和弹与目标间相对速度的增大，使多普勒频率增高，同时，又要在一定的距离上，保持测距的单值性，这就给伪随机码引信的参数选择带来一定的困难。因而，这种引信宜用在作用距离较近、弹与目标相对速度不高的导弹上。（撰写：李元级　审订：王祖典）

weiweixing

伪卫星　pseudolite　作用与导航卫星相同、辐射导航信号的地面台站。卫星导航系统在地面上设置伪卫星是为了改善系统的可用性。例如双星定位系统，在赤道以北或以南的地面上配置伪卫星以改善系统在赤道附近的定位几何误差因子。又如在机场附近设置伪卫星，以提高引导飞机进场着陆卫星导航系统的垂向定位精度和完好性。对用户而言这类地面台站就象导航卫星一样，接收它们的导航信号，测量与它

们之间的伪距，用以定位解算，因此称之为伪卫星。伪卫星的使用效果，取决于伪卫星的数量，设置的地点，发射的功率，及发射信号的格式。伪卫星也常和差分校正站合二为一，该地面台站既是差分校正站，又是测距源，既向用户发送差分校正数据，也发送导航信号。伪卫星在研制卫星导航系统的过程中曾作为导航卫星的模拟设备，用于卫星导航系统的概念论证和性能测试。（撰写：谈展中　审订：李四海）

weicheng

尾撑 tail boom　连接尾翼与短机身后端或机翼后缘的梁式结构。尾撑是机身后部设计中的一种结构形式。带尾撑式机身由机身短舱及尾撑两部分组成。它分为单尾撑与双尾撑两种。单尾撑式机身的尾撑由机身短舱收细向后直接延伸而成。双尾撑式机身由机身主舱和一对尾撑组成。尾撑式机身



英国FLS航宇公司的双尾撑轻型飞机

便于货物的装卸。当喷气发动机布置于机身中段时，尾撑式机身能减少排气管的延伸长度。这种设计的缺点是阻力较大。有些轻型飞机采用这种机身。

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

weichong

尾冲 tail-slide　一种活塞式特技竞赛飞机经常表演的使飞机竖直下坠的机动动作。1989年5月苏联飞行员在法国国际航空展览会上向公众用喷气式战斗机苏-27表演这种动作（如图所示）。喷气式飞机很难飞这种机动动作的原因是由于它极易引起喷气发动机停车。动作开始时飞机处于水平状态，拉筋斗进入，当机头垂直向上时收油门到慢车状态，飞机速度很快减速到零然后下坠，保持机尾向下姿态。掉一定高度后，低头改为下滑或俯冲改出，航向基本不变。采用这种机动动作可使尾追敌机突然冲前，使己方化被动为主动。但在以全向攻击导弹为主要武器的现代格斗空战中是否仍有战术价值是一个争论议题，过去还没有应用这种动作取得空战胜利的战例。



尾冲

（撰写：朱宝鎏　审订：顾诵芬）

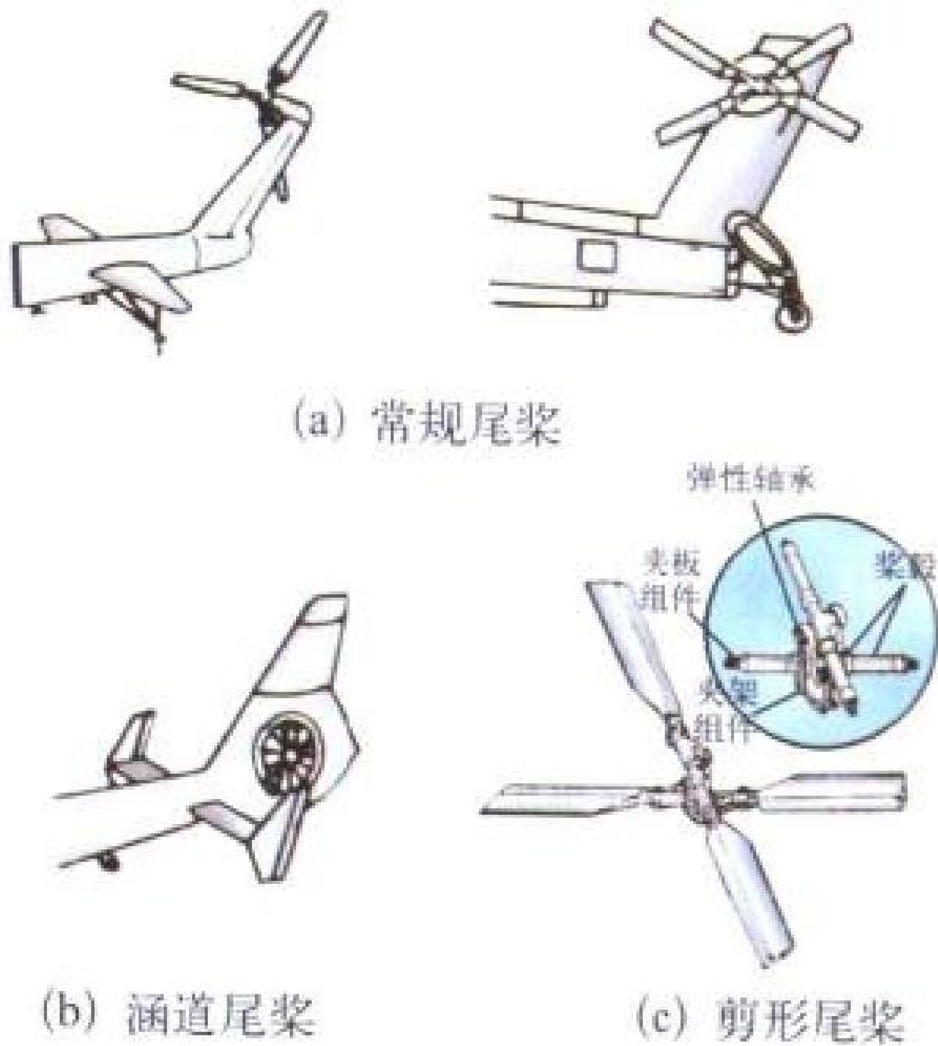
weijiang

尾桨 tail rotor　又称尾旋翼。机械驱动式单旋翼直升机用以平衡旋翼反扭矩和实现航向操纵及稳定的空气动力部件。尾桨轴一般垂直于直升机对称面，指向直升机侧面。尾桨旋转时产生的拉力，以尾梁为力臂，用以平衡旋翼旋转时空气动力产生的反扭矩；改变尾桨桨叶桨距，即改变其水平力大小，实现直升机的航向操纵。尾桨拉力的大小及功效，对直升机侧向及悬停回转机动飞行以及抗侧风能力有重要影响。

也有尾桨轴与直升机对称面不相垂直，在向上方向有小于90°的夹角的，称为斜置式尾桨，其拉力除平衡旋翼反扭矩外，还为全机提供部分升力。

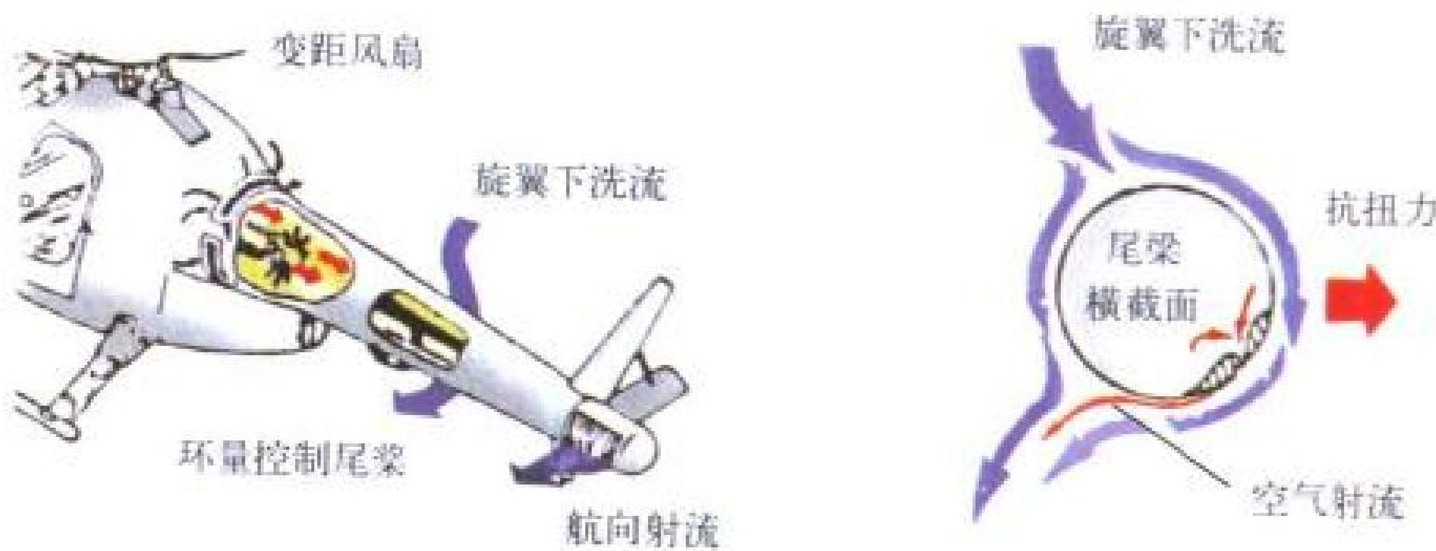
尾桨构造与旋翼相似，由尾桨叶、尾桨毂及变距操纵机构组成。

尾桨形式也与旋翼相似，常见的有：铰接式、跷板式和万向接头式、无轴承式等。



(a) 常规尾桨

(b) 涵道尾桨　(c) 剪形尾桨



(d) 无尾桨直升机原理图

各种尾桨简图

20世纪60年代末期以来，法、美等国相继发展了涵道风扇尾桨（图b）和剪形尾桨（图c）。前者是在直升机尾斜梁的环形流线形涵道内安装可变距风扇的一种尾桨系统；后者是两副不在同一平面双叶“跷板”式尾桨系统，安装在同一尾桨轴上呈“剪刀”型（两副尾桨桨叶的夹角不成90°）。这些新型尾桨都已装机使用。实践表明，涵道风扇尾桨安全性好，但悬停时消耗功率较普通尾桨大，当前用于起飞总重约6t以下的直升机。剪形尾桨有利于降低噪声和振动水平。

20世纪70~80年代间，为避免因尾桨失效而造成的严重后果，美国麦道直升机公司发展了无尾桨（NO-TAIL-ROTOR即NOTAR）直升机（图d），其特点是用尾传动轴驱动一个风扇，把气流通过管道式尾梁向后吹去，其中一部分气流从管道式尾梁中段的特殊缝隙中排出形成射流，对绕尾梁的旋翼下洗流进行环量控制，在管道式尾梁的两侧造成压差，从而产生侧向气动推力；另一部分气流由尾梁末端侧面的可调风门口喷出，产生喷气反作用推力。两部分推力共同起到常规尾桨的作用。其特点是消耗功率较大。轻型无尾桨直升机现已开始批生产。

（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

W

weijiang jiansuqi

尾桨减速器 tail rotor gearbox 单旋翼带尾桨的直升机上用来把发动机功率传递到尾桨，并把转速降低到尾桨所需转速的减速装置。通常用一对圆锥齿轮减速和改变方向。尾桨变距操纵机构也布置在尾桨减速器内。

（撰写：郭士龙 修订：温清澄 审订：杨惠琴）

weijiang zhijing

尾桨直径 tail rotor diameter 尾桨旋转时桨叶桨尖形成的圆的直径。它关系到尾桨旋转面积的大小，是带尾桨的直升机重要的设计参数之一。（撰写：温清澄 审订：杨惠琴）

weiliu

尾流 wake 气流在物体后形成的低速低能区。翼型和二维圆柱体后的尾流见图1、图2，S表示分离点。粘性流体绕物体流动时，在发生分离的情况下，由于流线向外偏转以及分离点下游的流体中形成旋涡，消耗了能量，物体后出现一低速低能区。由于物体尾部表面的压力低于头部表面的压力，形成“粘性压差阻力”。分离点靠前，则尾流宽、粘性压差阻力大；反之则阻力小。在不发生分离的情况下，边界层内的低能气流也将形成尾流，但尺度要小得多，粘性压差阻力也小得多。为减小粘性压差阻力，通常将物体设计成“流线型”（一般是圆头尖尾），以减小后部逆压梯度，以便分离点后移，使分离区减小。机翼后的尾流会使水平尾翼的效能降低，设计时应将水平尾翼布置在尾流影响小的位置。螺旋桨后及直升机旋翼后下方的旋涡区，也是一种尾流，对螺旋桨及直升机旋翼的拉力有决定性意义。超声速和高超声速尾流的研究（其中包括对尾流中温度和离解现象的研究）对超声速飞机、导弹及人造卫星等有重要意义。

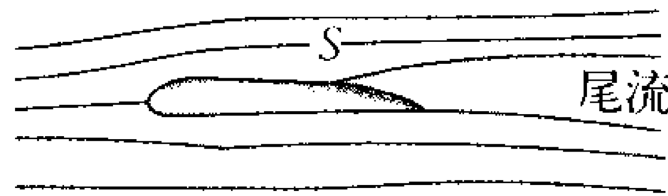


图1 翼型后的尾流

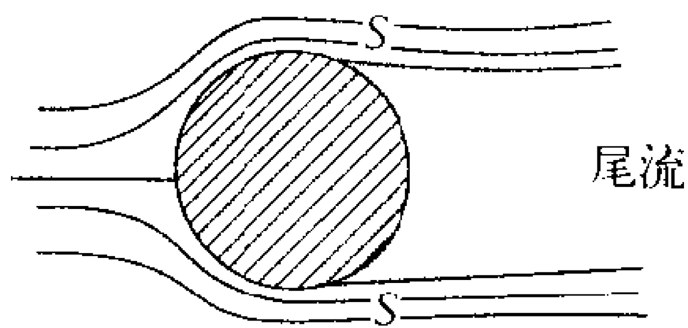


图2 二维圆柱体后的尾流

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

weiliuwo

尾流涡 vorticity 飞行中飞机尾部产生的螺旋状气流涡。对螺旋桨飞机而言，它是以飞机飞行时翼尖绕流为主形成的螺旋状涡流；对喷气式飞机而言，它是以高速喷流在大气中扰动为主形成的螺旋状涡流。尾流涡对其后面紧随的飞机具有影响，主要使其产生强烈的颠簸。尾流涡是在大气湿度已接近饱和高度层上产生飞机尾迹的主要因素。

（撰写：王吉昌 审订：薛顺来）

W

weilun

尾轮 tail wheel 位于飞机机身尾部的起落架支点。它支撑着一小部分飞机的重量，通常包括减震器支柱和机轮等装置。为了防止着陆时侧风引起的方向不稳定性，尾轮上大部分都装有方向锁定机构，用以在着陆滑跑时将尾轮锁定，并与平尾舵面偏转操纵联动。（撰写：杨国柱 审订：赵秀丽）

weipenguan

尾喷管 exhaust nozzle 又称排气喷管或推力喷管，简称喷管。推进系统中将高温高压燃气膨胀加速而排出至大气的部件。尾喷管喉道面积是控制涡轮和喷管中燃气膨胀比分配以及确定涡轮和压气机共同工作点的重要参数。尾喷管按其流道型面可分为收敛型和收敛—扩张型；按流道横截面形状可分为轴对称型和非轴对称型；按推力方向可分为常规推力型、转向型和推力矢量型；按排气组织可分为引射喷管、分流喷管和整体喷管；按隐身功能可分为隐身型和非隐身型；按调节方案可分为固定式、可调式等；其他尚有一些特殊的喷管类型，如塞式喷管等。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

weipenguan lengque

尾喷管冷却 exhaust nozzle cooling 为保护尾喷管壁面免于过热损坏以及保证可调喷管的调节片和密封件在高温工作环境下可靠工作，对尾喷管采用的冷却措施。尾喷管冷却的基本方法是应用气膜冷却，从加力燃烧室的隔热防振套筒与喷管外壁间引出冷却气流，通过喷管的冷却缝隙，形成气膜对喷管的受热壁面进行冷却保护。对于引射喷管来说，其引射二次流是从进气道出口或飞机外流中抽吸进入喷管，除了满足气动性能要求外，对喷管壁面同样也具有冷却保护作用。对冷却气流的基本要求是：能带走燃气传给尾喷管壁面及其调节片等的热量，使喷管壁面和相应的调节片以及密封件等不致过热和损坏；冷却气流量应尽量小；冷却气流通道流阻应尽可能低，以减少能量的消耗。

（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

weipenguan liuliang xishu

尾喷管流量系数 nozzle flow coefficient 流过喷管的实际流量与理想流量的比值。它是衡量喷管性能的主要指标之一。其中理想流量是气流等熵无粘、均匀完全地通过喷管喉部几何面积的流量。实际流量主要是考虑由于几何参数、气流粘性、非等熵流动以及进口流场分布等因素形成的多维流动效应后通过喷管的流量。通常流量系数用来确定给定实际流量下喷管喉部的几何面积。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

weipenguan tuili xishu

尾喷管推力系数 nozzle thrust coefficient 喷管的实际总推力与理想总推力之比值。是衡量喷管性能的主要指标之一。其中理想总推力是指喷管的实际流量在等熵完全膨胀时所产生的推力。实际总推力中考虑了喷管的各项损失，如壁面摩擦损失、排气发散损失、过膨胀和欠膨胀损失、漏气和冷却气流的节流损失等，因而喷管推力系数代表喷管的实际效能。（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

weipenkou

尾喷口 exhaust nozzle exit 简称喷口。喷气发动机尾喷管的出口截面。对于收敛喷管来说，尾喷口的大小将改变压气机和涡轮的共同工作点，可控制发动机的工作状态。对于收敛—扩张喷管来说，尾喷口的大小将确定喷管中气流的完全膨胀程度，影响尾喷管的推力系数。通常尾喷口是可调节的，应用鱼鳞片及作动系统按需要对其进行调节。

（撰写：黄熙君 审订：陈大光）

weiqiao

尾橇 tail skid 用滑橇代替飞行器尾轮上机轮的装置。参见尾轮。

weitangan

尾探杆 magnetic anomaly detecting pole 又称磁异常探测杆。水上飞机船体或其他飞机尾部向后外伸，端头能安装磁探设备的杆状结构。磁探设备的用途是感受飞机飞行中的磁



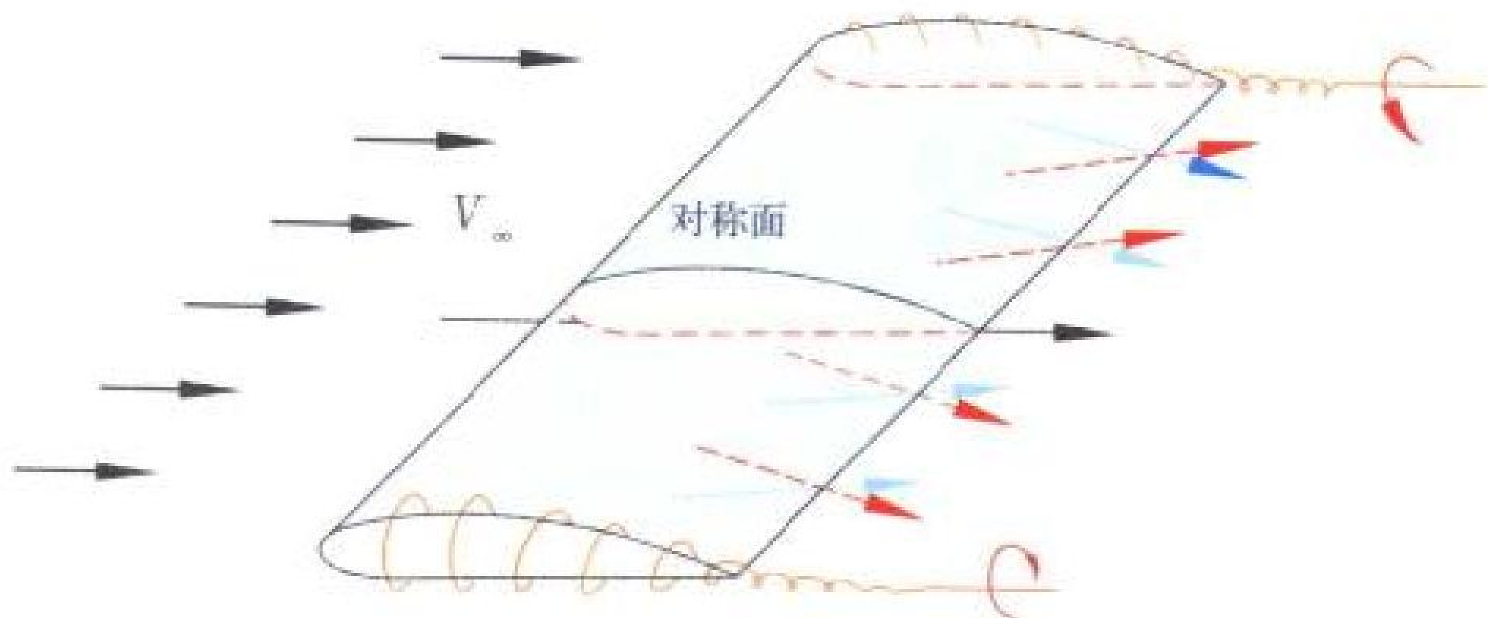
P-3C 反潜机尾部装有磁异常探测杆

场异常的变化，并借以搜索水下潜艇及地下矿藏等目标。按使用要求磁探设备应布置在距机体金属结构 5 m 以远的位置，以尽量不受机体结构的磁场干扰。尾探杆的结构形式有固定式、伸缩式及折叠式三种。前者一般用玻璃钢或非金属材料制成，后两者通常用铝合金管和杆制成。

（撰写：周 雁 修订：赵秀丽 审订：任源博）

weiwo

尾涡 trailing vortex 泛指从物体后部表面逸出并伸展至下游的旋涡。空气以速度V_∞绕有限翼流动时，在升力为正的情况下，机翼上表面压力低，下表面压力高，下表面上的空气就绕经翼梢流向上表面，因此，下翼面上的气流由内侧向翼梢方向偏斜，上翼面上的气流由翼梢方向向内侧偏斜，流经上下翼面的气流在机翼后缘处会合时由于气流方向不同就形



机翼尾涡

虚箭头表示下表面气流方向，实箭头表示上表面气流方向

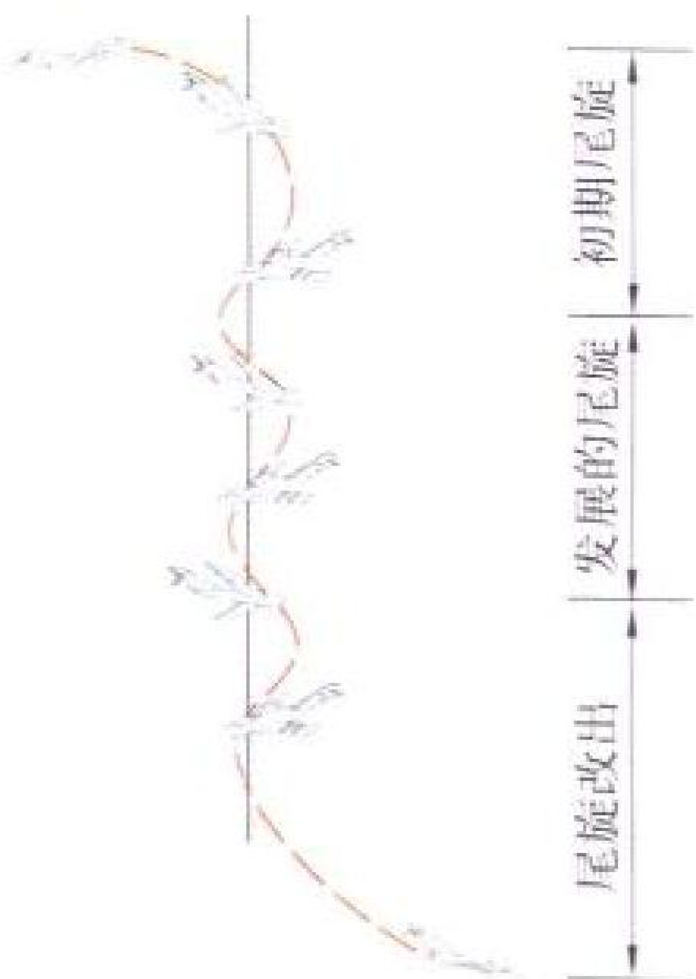
成了旋涡，这些从机翼后缘逸出并伸展至下游的旋涡称为机翼尾涡。

（撰写：航 科 审订：张仲寅）

weixuan

尾旋 spin 在持续失速状态下，飞机的质心沿螺旋线作半径很小的，近似垂直下降的一种旋转运动状态。其特征是：飞行迎角的绝对值始终大于失速迎角，具有持续的偏航旋转运动；也可能在俯仰、滚转和偏航方向上还有叠加的振荡运动（见图）。迎角为正的尾旋称为正尾旋，倒飞进入迎角为负的尾旋称为倒飞尾旋，从失速迎角到 35° 的尾旋称为非常陡的尾旋，从 35° ～70° 迎角的尾旋称为陡尾旋，迎角大于 70° 的尾旋称为平尾旋。陡尾旋时机体纵轴与铅垂线夹角小，飞机的旋转角速度也小，容易从尾旋中改出；平尾旋的特性则相反。

尾旋常由大迎角下的自转现象所引起。如飞机在接近失速迎角下飞行，当受到扰动或操纵而产生右滚运动时，由于右翼迎角增加到超过失速迎角，于是右翼升力下降、阻力增加，左右翼升力差产生的滚转力矩使飞机继续右滚，同时左右翼的阻力差产生的偏航力矩使飞机自动向右偏航旋转；由于惯性耦合的作用，飞机还将自动上仰使飞行迎角增加，直至进入尾旋。飞机进入尾旋的初始瞬态阶段称为初始尾旋。当飞机的迎角和滚转角速度达到某一稳态值，运动轨迹变成近似铅垂向下，且各圈之间的尾旋特性不存在明显的变化时，称为发展的尾旋。

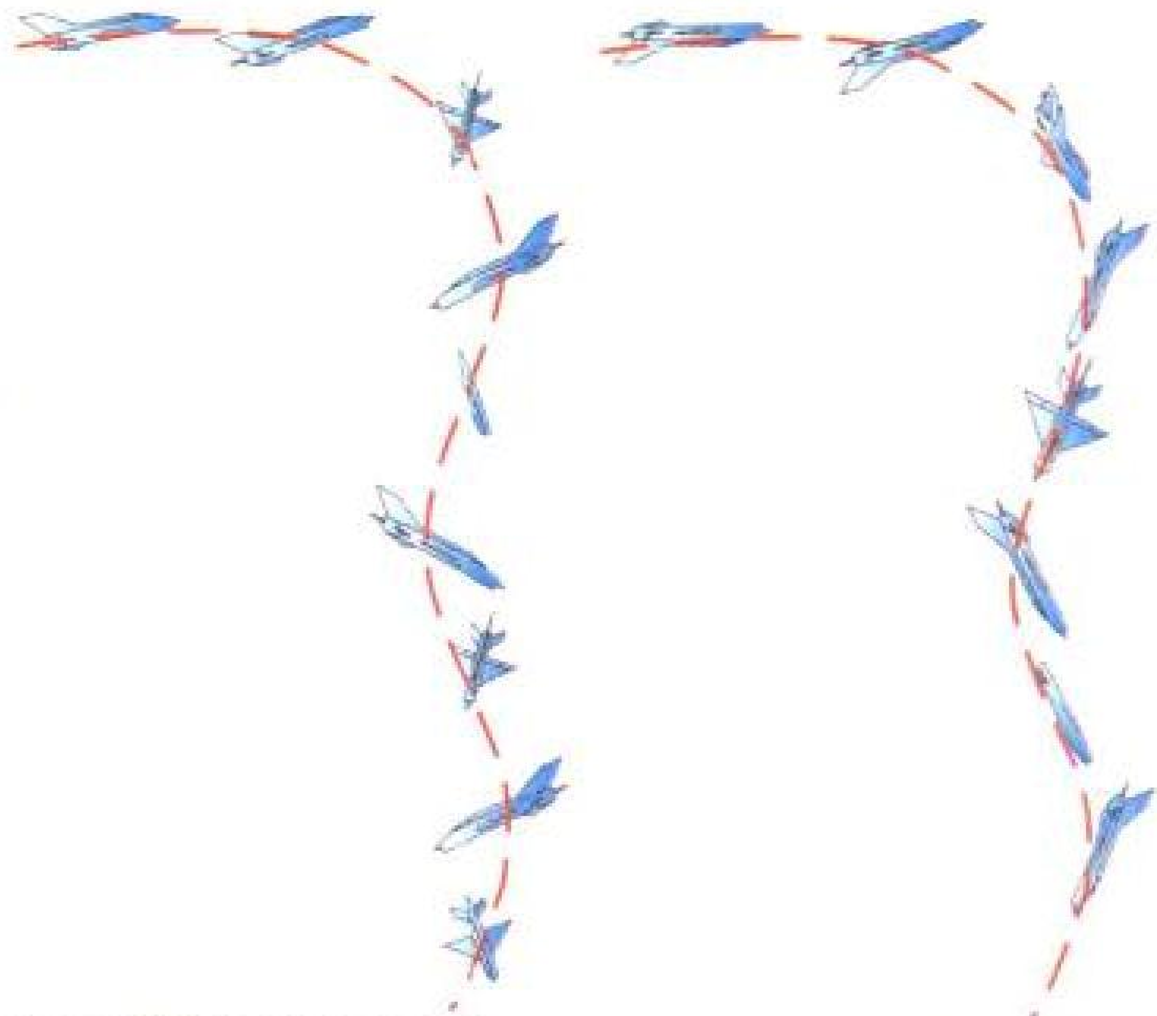


尾旋示意图

（撰写：刘同仁 审订：肖业伦）

weixuan feixing shiyan

尾旋飞行试验 spin flight test 确定飞机尾旋飞行特性的飞行试验。尾旋是一种危险的飞行状态，20 世纪初曾多次发生尾旋事故，引起航空界的极大重视，并开始对尾旋飞行的机理进行研究。1916 年开始进行定性评定尾旋特性的飞行试验。20 世纪 30 年代开始定量评定尾旋特性试飞。50 年代后，航空发达国家制定了有关飞机尾旋飞行试验验证要求，将飞机尾旋列为必须进行飞行验证的项目之一，从而开始对一架新设计飞机的尾旋特性进行系统的定量评定。



在进入尾旋时和尾旋中飞机状态示意图

按军用飞机飞行品质规范，只对具有较高机动能力的飞机进行尾旋飞行试验。尾旋飞行试验通常进行正常尾旋和倒飞尾旋试验。通过试飞确定改出尾旋的滞后时间（或滞后圈数）、高度损失、改出尾旋的有效方法及具体飞机的尾旋特性等。新飞机进行尾旋试飞时，为了防止危险，常在尾部加装反尾旋伞或火箭来保证安全。应该指出，尾旋飞行试验有很大风险，必须采取足够的安全措施。

（撰写：宫西卿 修订：陈增江 审订：张克荣）

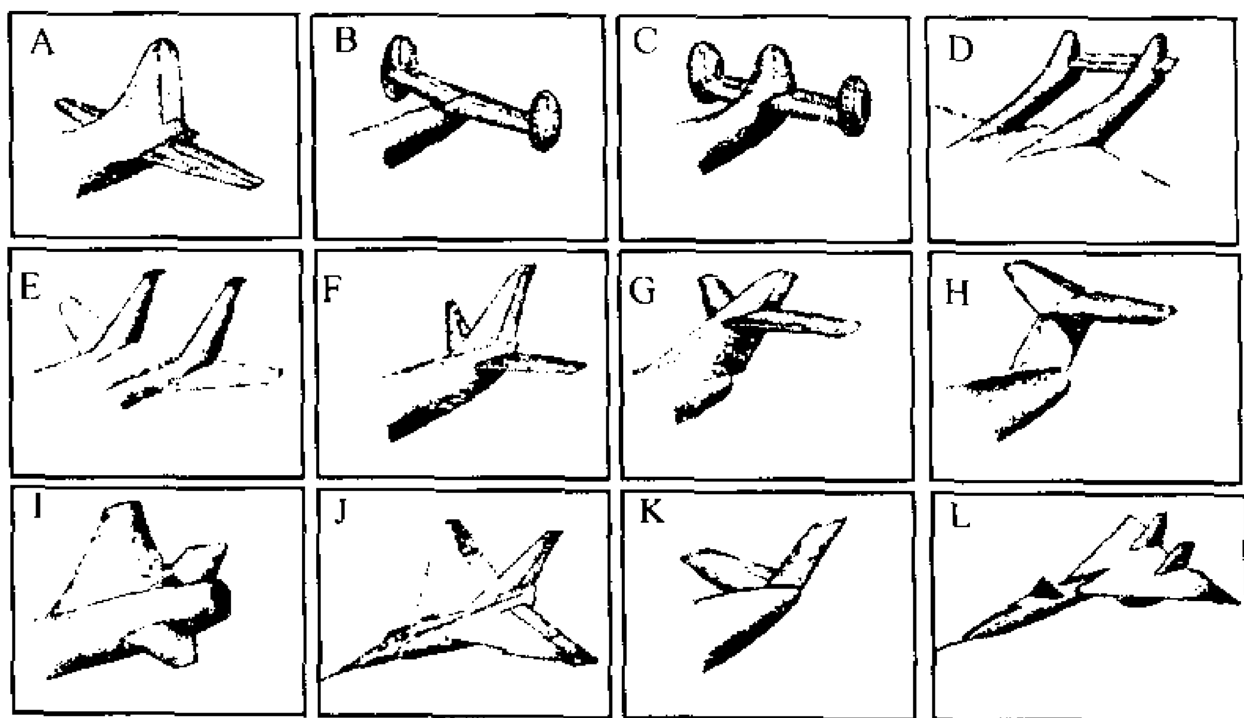
weixuan fengdong

尾旋风洞 spin wind tunnel 在垂直气流中研究飞机尾旋的发展和改出过程的特种风洞。试验段的气流垂直向上吹，速

度的大小要使飞机模型保持“悬停”状态，以便观测改出尾旋的情况。试验段具有碟形的速度梯度，即中心处的速度比边缘大约低5% ~ 15%，以便模型保持在试验段中心处。尾旋风洞采用快速反应的驱动系统调节气流速度，以适应模型阻力的迅速变化，风速可达50 m/s。尾旋模型的展长应小于试验段宽度的1/5。尾旋试验须保证模型与飞机动力相似等。试验时由工作人员将模型投入气流中，用摄影机拍摄改出尾旋的情况。从拍摄的照片上可以得出模型的方位角、旋转角速度和改出尾旋时的旋转圈数，由气流速度可以算出模型下降的垂直距离。尾旋风洞除了用作改出尾旋的试验外，还可用旋转天平测量飞机的大迎角特性，也可做其他许多试验，例如，跳伞或弹射救生、再入飞行器翻滚、降落伞性能，以及旋翼性能等。1932年世界上第一座尾旋风洞投入使用。目前，美国、英国、法国、加拿大、印度及俄罗斯等国家都有尾旋风洞。（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

weiyi

尾翼 tail unit　装在飞机尾部，起俯仰和航向稳定、配平作用并操纵飞机保持和改变飞行姿态的翼面。尾翼的外形和构造与机翼相似，但尺寸较小。大多数飞机的尾翼由水平尾



不同形式的尾翼

A—正常尾翼
B—双立尾
C—三立尾
D—双机身上的双立尾
E—宽机身上的双立尾
F—后掠式平尾和立尾
G—平尾在立尾上部的后掠尾翼
H—平尾在立尾的顶上（T形尾翼）
I—平尾低于机翼
J—三角翼上的单垂尾
K—V形尾翼
L—鸭式“尾”翼

翼和垂直尾翼组成。少数飞机采用V形尾翼，它兼有水平尾翼和垂直尾翼的作用。

（撰写：郑锦榕　修订：赵秀丽　审订：任源博）

weixing daohang

卫星导航 satellite navigation　通过地球上运动物体携带的接收机，接收导航卫星系统播发的无线电编码信号，求得运动物体的位置和速度，实现导航的方法。用户通过接收机同时接收2颗以上卫星的信号就能解算出用户所在的位置。卫星导航覆盖范围大、定位精度高，能实现实时、多维的定位。因此被广泛用于各种运动体的定位、大地测量和精密授时等。卫星导航按其覆盖范围可分为全球和区域导航，按其卫星轨道距地面高度可分为低轨、中轨和高轨系统。目前正在运行的卫星导航系统有美国的全球定位系统（GPS）和前苏联研制的卫星导航系统（GLONASS）。因为相应的用户接收机也不同，有的接收机可以同时接收这二个卫星导航系统的信号，有的接收机只能接收其中一个系统的信号。

（撰写：张宏诚　审订：郝广前）

weixing dingwei guanxing daohang zuhe zhidao

卫星定位/惯性导航组合制导 GPS/INS guidance　利用卫星定位/惯性导航（GPS/INS）组合制导技术的制导方式。它是全天候、自主式制导技术，有广泛应用前景，是国外正在发展的第四代中/远距精确制导空地武器、尤其是第四代精确制导炸弹普遍采用的一项关键技术。

惯性导航与卫星定位（GPS/INS）组合导航系统用于武器制导，能充分发挥两者各自优势并取长补短，利用GPS的长期稳定性与适中精度，来弥补INS的误差随时间传播或增大的缺点，利用INS的短期高精度来弥补GPS接收机在受干扰时误差增大或遮挡时丢失信号等缺点，使得整个组合制导系统达到最优化，具有很高的效费比。

最早采用GPS/INS组合制导技术的机载精确制导武器，是美国海军的舰载攻击机A－7E装备使用的“斯拉姆”（SLAM）AG-M84 E空舰导弹。目前已经采用GPS/INS组合制导技术的新一代机载精确制导空地武器有：美国的AGM-86 C空射巡航导弹、AGM-130空地导弹、AGM-142空地导弹、CBU-97/B传感器引爆（SFW）子母炸弹和GBU-29/31“杰达姆”（JDAM）制导炸弹。

（撰写：王祖典　审订：郑志伟）

weixing tongxin

卫星通信 satellite communication　见电子卷。

weixing zhuolu xitong

卫星着陆系统 satellite landing system (SLS)　利用卫星导航的本地差分增强系统引导航空器进近着陆的系统。全球定位系统（GPS）的本地差分系统（LADGPS）能够达到Ⅰ类或Ⅱ类精密进近（进场）着陆的能力，称为GPS卫星着陆系统（GLS）。其地面基准站由抗多径干扰天线组、GPS精密定位接收机（两套以上）、数据广播系统（DBS）和监控接收机等组成。其机载电子设备包括内置GPS接收机、数据链接收机和数据处理单元。其数据链已规定采用甚高频航空导航频段的108～117.975 MHz，差分8相相移键控（D8PSK）调制、31.5 bit/s数据率、数据更新率为2 Hz。机载GPS卫星着陆系统的电子设备与其他系统组合在一起，有两种方式，一为将GPS导航和GPS着陆组合在一起称为GPS导航着陆单元（GNLU），二为将DGPS着陆和仪表着陆系统（ILS）、微波着陆系统（MLS）组合在一起称为多模式接收机（MMR）。MMR又分为模拟式MMR与数字式MMR两种。国际民航组织提倡由多星座或多元化的全球卫星导航系统（GNSS）组成的陆基增强系统（GBAS）提供Ⅰ至Ⅲ类精密进近（进场）着陆能力。设置于跑道的伪卫星（PL）准备未来用于GBAS提供Ⅲ类精密进近（进场）着陆。卫星着陆系统将也能用于起飞离场引导。（撰写：周其焕　审订：薛文安）

weishi fangcheng

位势方程 potential equation　又称速度势方程。描述可压缩气体均熵流动的、用速度势表示的方程。该方程所描述的气体流动为等熵无旋运动，因而存在速度势（速度位）Φ。定常流速度势Φ是几何坐标的函数。位势方程有两种形式：一种以拟线性二阶偏微分方程表示，称为非守恒型；另一种形式是用散度形式表示的位势方程，称为守恒型。

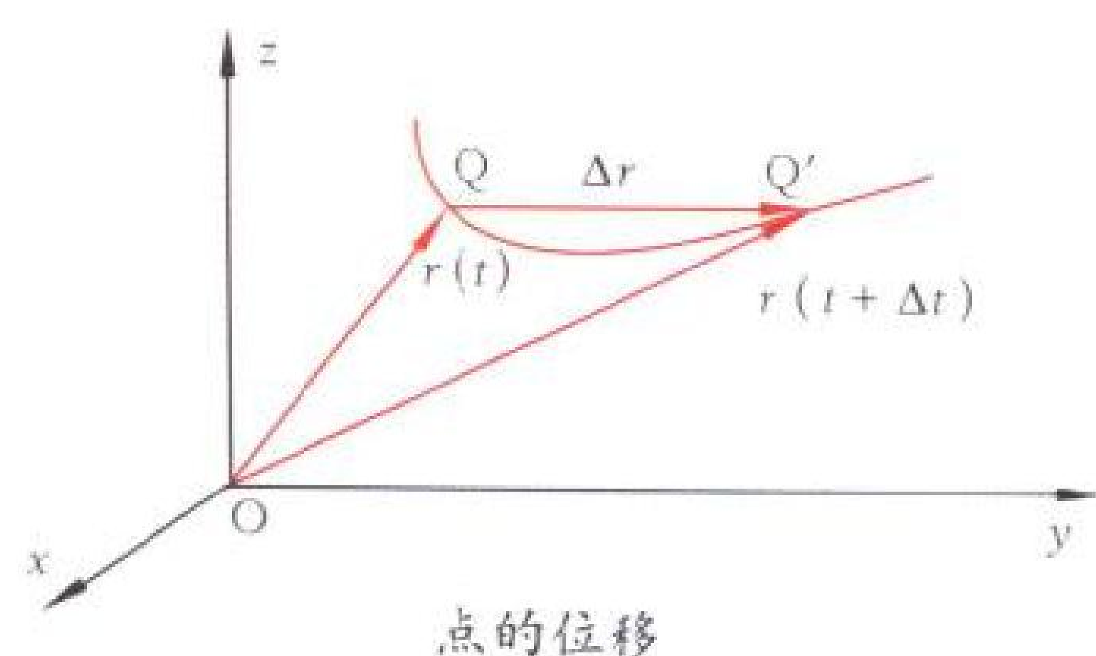
这两种形式的位势方程在计算流体力学中都有广泛应用。在小扰动假设下，上述位势方程还可以简化成小扰动位

势方程，在 20 世纪 70 ~ 80 年代得到广泛应用。

（撰写：黄明恪　审订：张仲寅）

weiyi

位移 displacement　运动物体各质点相对于原始位置的移动。对于单个质点，只有原始位置 Q 和变动位置 Q′ 之间连线形成的线位移 Δr。对于物体各质点，除线位移外，则还有围绕某个轴线转动形成的角位移。位移可以由弹性（与塑性）变形产生，也可由刚体运动产生，前者称弹性（与塑性）位移，后者称刚体位移。



点的位移

（撰写：管　德　审订：何君毅）

weiyifa

位移法 displacement method　以位移为基本未知量的结构分析方法。位移须先满足连续性条件，也就是变形协调关系。再利用力的平衡关系求出未知位移，进而确定结构元件的内力。随着电子计算机的发展，产生了矩阵位移法、直接刚度法，并进而完善为有限元法。与位移法相对应的能量原理是最小位能原理。

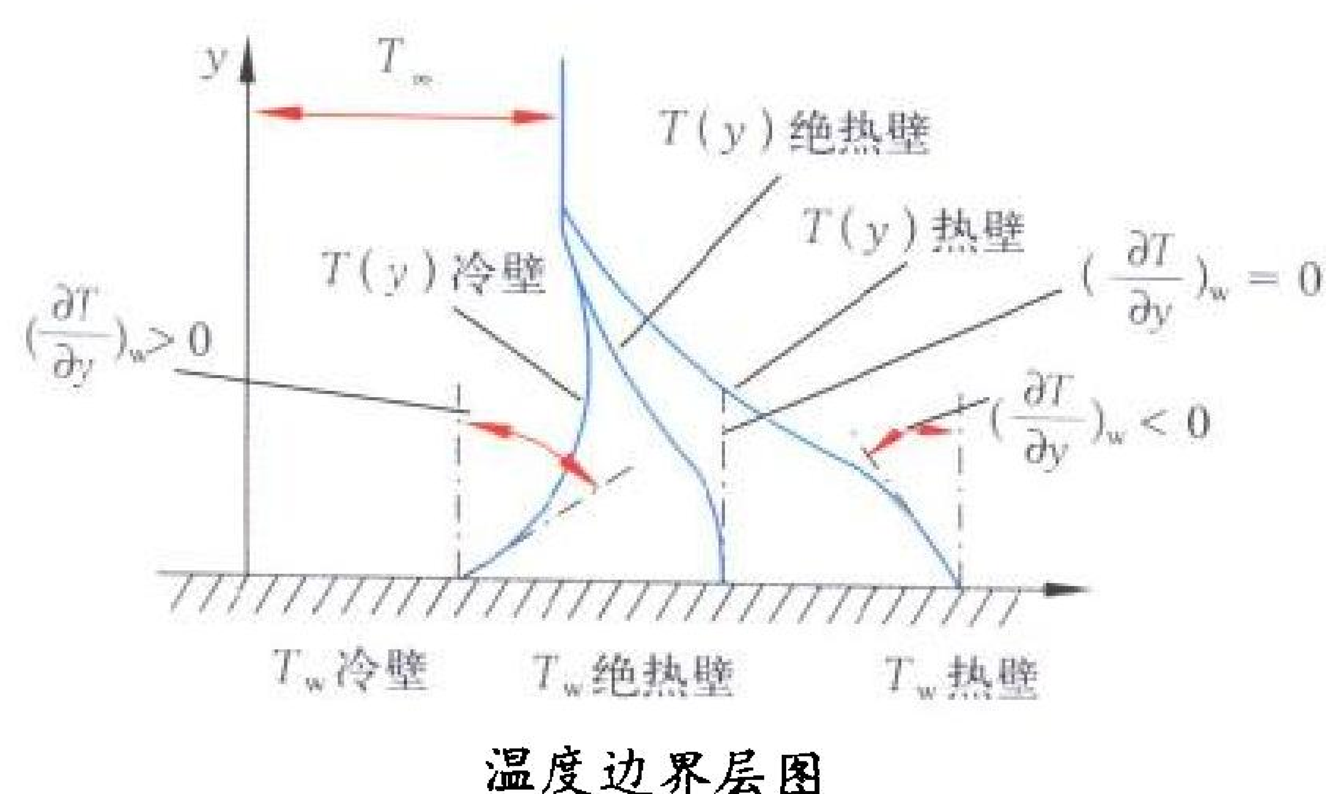
（撰写：叶天麒　审订：何君毅）

wendu chuanganqi

温度传感器 temperature transducer　见综合卷。

wendu bianjieceng

温度边界层 thermal boundary layer　由于气动加热，贴近绕流物体表面很薄一层温度有变化的气流。当粘性气体绕物体流动时，摩擦所引起的气流一部分动能转变为热能，使得绕流物体壁面和壁面附近的气流温度显著上升。因此，在壁面附近不仅有一个速度边界层，而且有一个温度边界层。在温度边界层内，气流温度 $T(y)$ 迅速由壁温 T_w 沿垂直壁面方向变成接近于外界自由流的温度 T_a。对于气体，普朗特数在 1 左右时，温度边界层的厚度与速度边界层是同量级的。



温度边界层图

温度边界层内温度分布与壁面传热情况有很大关系。在某一种温度分布 $T = T(y)$ 下，温度边界层中的热流量 q 可表示为

$$q = -\lambda(\partial T / \partial y)$$

式中 λ 为气体的热传导系数，负号“-”表示热流方向与温度梯度方向相反。在边界层中由于靠近飞机表面空气温度高于边界层外空气温度，因此会有热量向外传递，这样飞机表面空气温度低于驻点温度，通常称之为恢复温度（T_r）。飞机结构表面的输入热量（q），主要以对流换热方式输入，并与大气环境产生辐射热交换，其计算公式为

$$q = h(T_r - T_w) + \varepsilon B(T_a^4 - T_w^4)$$

式中 T_w 是飞机表面温度；h 为换热系数，因边界层是层流或湍流大不一样，并随雷诺数、飞行高度、马赫数和蒙皮温度而变化；ε 为飞机表面材料的辐射系数；B 为波尔兹曼常数。当壁面处热流量 $q = 0$ 时，则壁面称为绝热壁；飞行器长时间巡航时会出现这种情况。当热流从气流流向壁面时（即 $q < 0$），则称壁面为冷壁，飞行器壁温未达到平衡温度之前就属这种情况。当热流从壁面流向边界层时（即 $q > 0$），此时壁面称为热壁。

（撰写：张钟林　审订：何君毅）

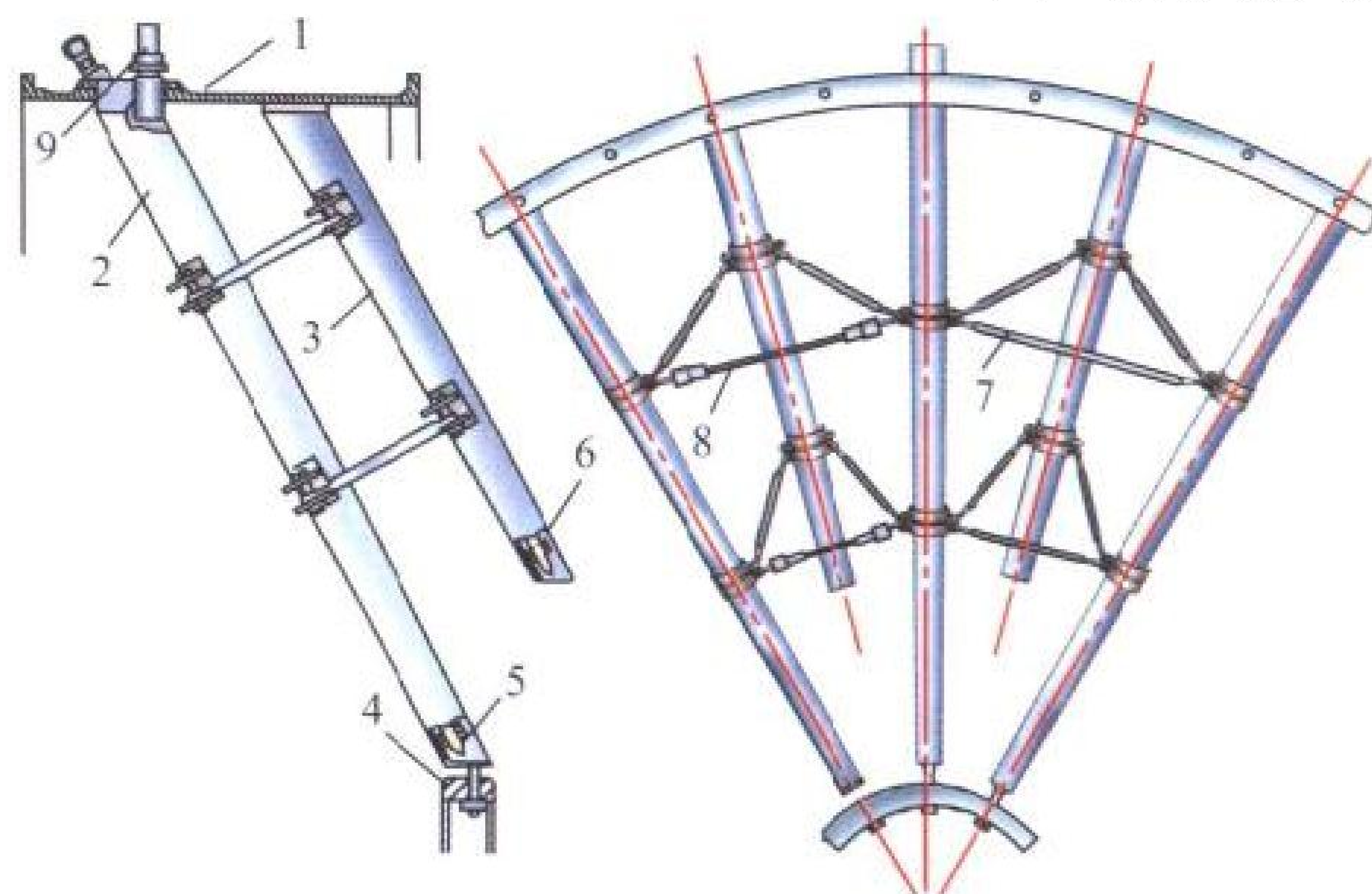
wendu gaodu

温度高度 temperature altitude　根据飞行中测量的大气静温，由标准大气表查出的相应的高度。它用于飞行试验参数换算。当温度低于 −56.5℃时，温度高度没有意义。

（撰写：邵　箭　修订：李志强　审订：陈增江）

wendu jibian fashengqi

温度畸变发生器 temperature distortion generator　以氢为燃料生成温度畸变的试验装置。温度畸变发生器由进口流量管、氢燃烧室、氢气供给和分配系统、氢气源、氮气源、点火系统、发动机温度和压力测量耙及控制系统组成。氢燃烧室的结构简图如图所示。试验时将它安装在发动机的进气管



氢燃烧室的结构简图

1—机匣；2—长径向稳定器；3—短径向稳定器；4—中心环；5—长燃气导管；6—短燃气导管；7—连接杆；8—连接杆；9—点火电嘴

路上，用来在发动机进口产生温升和温升率。氢燃烧室分 6 个扇形区，每区 60°，可单独或同时控制，实现燃烧扇区的变化范围为 60°、120°、180°、240°、300°、360°。温度畸变发生器的脉冲时间为 0.2 ~ 2 s 到 40 s，“高温区”平均温升为 20 ~ 300 K，温升率可达 900 ~ 7500 K/s。温度畸变发生器的功用：(1) 确定发动机稳态和过渡态温度畸变的临界极限值；(2) 确定发动机温度畸变的敏感系数；(3) 评定发动机防喘系统的效能和可靠性。

（撰写：叶培梁　审订：刘大响）

wendu kongzhiqi

温度控制器 temperature controller 温度控制系统中的控制机构。它接受温度传感器感受的被控温度值与给定值比较并进行信号处理，然后信号再输出到控制执行机构温控活门，从而实现调节对象温度自动调节的目的。其形式分电子式、电气式和气动式3类。电气式控制器由惠斯顿电桥构成。气动式控制器（放大器）与充气感压箱配合使用。放大器的输出用来控制气动作动器的可变孔口面积。电子式控制器是目前最常用的一种，主要由电桥电路(比较元件)和放大器组成。从电桥中得到的信号通常很弱，其功率不足以推动执行机构完成控制动作，必须经过放大器放大。在飞机座舱温度控制系统中使用的放大器有电子放大器、磁放大器、继电式放大器和气动放大器等。

（撰写：萧忠勇 审订：袁修干）

wendu kongzhi xitong

温度控制系统 temperature control system 简称温控系统。保证空调系统中某部位(或区域)的介质温度(或壁面温度)在规定范围内，以满足座舱或设备的热力要求的成套调控设备。它是飞机空调系统的分系统。通常由温度传感器、温度选择器、温度控制器和温度控制活门等组成，由机上交流或直流电源供电，一般采用定值控制或随动控制方式工作。就具体功能而言，它可以是温度预调控制系统、管道温度控制系统、座舱温度控制系统或表面温度控制系统。近期发展起来的数字式温度控制系统响应快，控制精度高，可与机载计算机联网管理，已被一些先进的大中型客机采用。

（撰写：黄明德 审订：袁修干）

wenkong huomen

温控活门 temperature control valve 温度控制系统中的执行机构。它由作动器和控制活门两部分组成。作动器根据温度控制器输出信号去驱动控制活门打开或关上，改变冷、热气流的流量来调节供气温度，使控制对象恢复到原来的稳定状态或者转移到新的稳定工作状态。作动器有电动作动器和气动作动器两类。控制活门有蝶形活门、闸板活门和菌状活门等3种形式。目前，飞机上最常见的控制活门是蝶形活门。

（撰写：萧忠勇 审订：袁修干）

wendingduan

稳定段 settling chamber 又称前室。位于风洞收缩段前的一段横截面积不变的管道。稳定段的特点是横截面积大，长度等于或大于直径，段内气流速度低，静压大。稳定段的功能在于使来自上游的紊乱、不均匀的气流稳定下来，气流中的旋涡衰减，气流速度和方向的均匀性提高。在稳定段内通常装有蜂窝器和阻尼网(又称整流网)。蜂窝器由许多六角形或方形的金属格组成。它的功能是把气流方向导直，并使大旋涡的尺度减小。阻尼网是用细铜丝或不锈钢丝编织成的网眼很密的金属网。它的功能是将来流的旋涡进一步分割成尺寸很小的旋涡，从而降低气流湍流度。此外，它还能使气流速度分布更均匀。阻尼网经风洞多次吹风后，孔眼容易被灰尘堵住或损坏，因此，阻尼网的安装应考虑便于清洗和更换。根据对试验段气流品质的要求选定蜂窝器的尺寸、阻尼网的层数及单位长度的孔眼数。风洞的总压探头和总温探头一般都安装在稳定段内。

（撰写：恽起麟 审订：范洁川）

W

wending jiansusan

稳定减速伞 drogue parachute 简称稳定伞。稳定载体运动姿态并减低运动速度，确保主伞正常工作或达到某预定稳定减速目的的降落伞。它一般是多级伞系统中的一级伞。它在航弹伞和回收伞系统中，保证载体(航弹、物资设备)良好的运动姿态、准确的弹道、一定的留空时间、主伞正常开伞和工作。在弹射座椅救生系统中，保证应急离机后人椅系统的姿态、稳定性和减速性，为人椅分离和展开救生伞创造条件。

（撰写：葛宝歧 审订：袁修干）

wending xishu

稳定系数 stability coefficient 见*刹车力矩*。

wending xiajiang

稳定下降 steady descent 物(人)伞系统重力与气动阻力处于平衡状态时的下降。一般是降落伞的最后工作阶段。该状态的降落伞下降速度称稳定下降速度。稳定下降速度随高度降低(空气密度增大)而缓慢降低。

（撰写：王中文 审订：袁修干）

wendingxing shiyan

稳定性试验 stability test 检查发动机工作稳定性的试验。现代发动机提出了稳定性设计要求，在发动机全寿命过程中，要求发动机的可用稳定裕度等于或大于总需用稳定裕度。为了满足这项要求应进行发动机稳定性试验。稳定性试验内容有：(1)均匀流场条件下高、低压压气机试验，测定所需工况下压气机的可用稳定裕度。(2)发动机总压畸变试验，产生总压畸变的装置是在进气管道内插入深度可调的扰流板或在进气道内安装模拟板。试验的内容是测定所有工况下发动机进口总压畸变指数临界值(喘振时)。(3)发动机温度畸变试验，目的是测定发动机进口温度畸变临界值与发动机工况的关系曲线。(4)进口温度畸变与压力畸变的组合试验，测定温度和压力组合畸变与喘振裕度的关系。(5)根据稳定性试验结果并综合其他降稳因子的影响，进行稳定性的验证试验。试验在高空台上进行，检查最高当量工作线与最低当量喘振线之间是否存在剩余喘振裕度，此项试验是否进行由权威部门决定。

（撰写：叶培梁 审订：刘大响）

wentai xingneng

稳态性能 steady state performance 发动机在稳定工作状态下性能参数和工作过程参数随飞行条件、大气条件、发动机工作状态的变化关系。稳态性能的特点是推力(或功率)、耗油率以及发动机转速、空气流量、沿流程的气流压力和温度等工作过程参数均不随时间变化。发动机的稳态性能取决于环境条件和发动机的热力循环参数、部件特性以及发动机控制规律。

（撰写：张津 审订：陈大光）

wengming

嗡鸣 buzz 在跨声速时操纵面偏转的单自由度颤振(参见*颤振*)。

（撰写：管德）

wo donglixue

涡动力学 vortex dynamics 专门研究流体旋涡动力学的一门流体力学或空气动力学的分支学科。它研究旋涡的形成、运动和“破裂”的全过程，研究它的机理、分析计算和实验

测量方法，找出对飞行器设计有用的一些结论。由于人们先认识到旋涡会对飞行器气动性能带来不利影响（如失速、分离），因此早期的飞行器气动设计竭力避免或推迟旋涡的产生。但是，近年来空气动力学的研究发现，细长机翼上的前缘旋涡对飞行器气动性能有利（如涡升力、涡的有利干扰等），因此，可以利用这一特点设计出性能更为先进的飞行器，新一代飞机的出现包含了涡动力学的研究成果。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

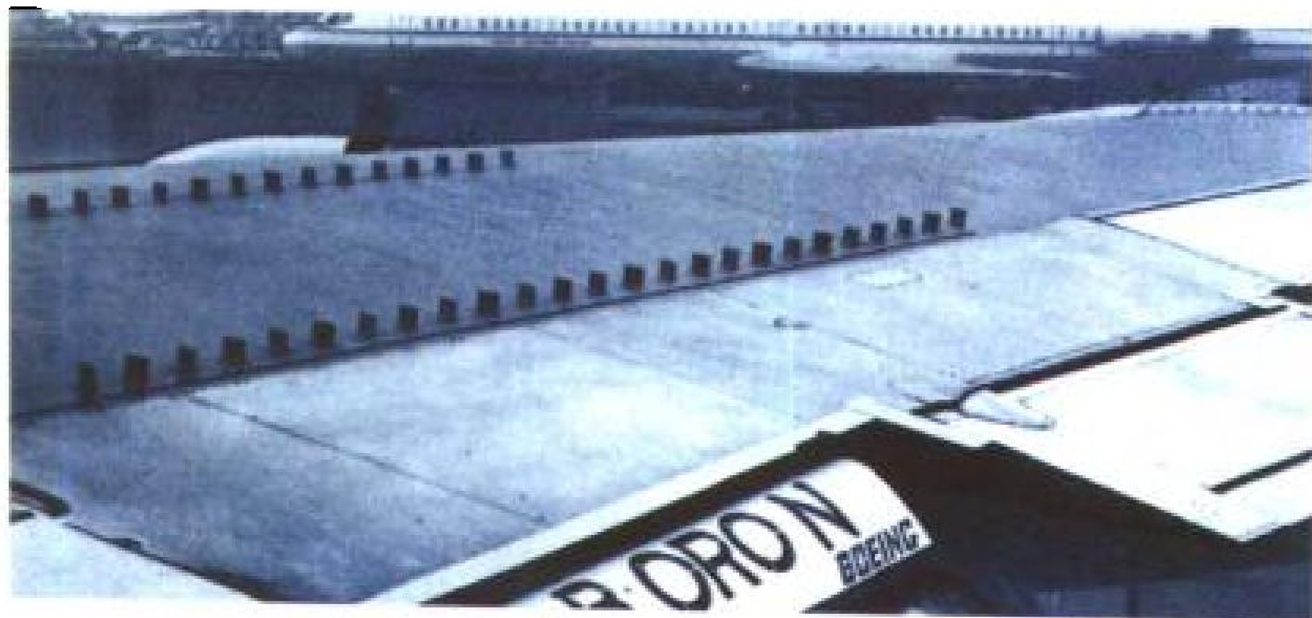
wohuan zhuangtai

涡环状态 vortex ring state　直升机在垂直下降及陡下滑中可能出现的操纵失灵并伴有颠簸振动的危险状态。此时旋翼向下排出的气流被相对向上的气流吹回，绕过桨尖外侧后一部分又被旋翼吸入，在旋翼周围形成很不稳定的涡环，导致旋翼升力脉动，直升机颠簸并振动。此时驾驶员增大桨距并不能减小下降率，而应减小桨距并前推驾驶杆，使直升机进入平缓斜下滑以恢复可控制性，否则会造成事故。不仅旋翼，尾桨也有可能陷入涡环状态，如直升机在悬停回转、紧急侧移或在侧风中悬停时，尾桨排出的气流被相对侧风吹回，以致形成涡环，发生振动及航向失控。

（撰写：高　正　审订：王适存）

woliu fashengqi

涡流发生器 vortex generator　机翼上表面沿展向布置的一排垂直翼面的小翼片。小翼片的高度与所在位置的气流边界层的高度有关，约为 2 ~ 3 cm。翼片相对局部气流有一定的偏角，在飞行中会产生一排细小的旋涡，它使边界层获得额外的能量，从而可推迟气流的分离。布置在靠近机翼前缘



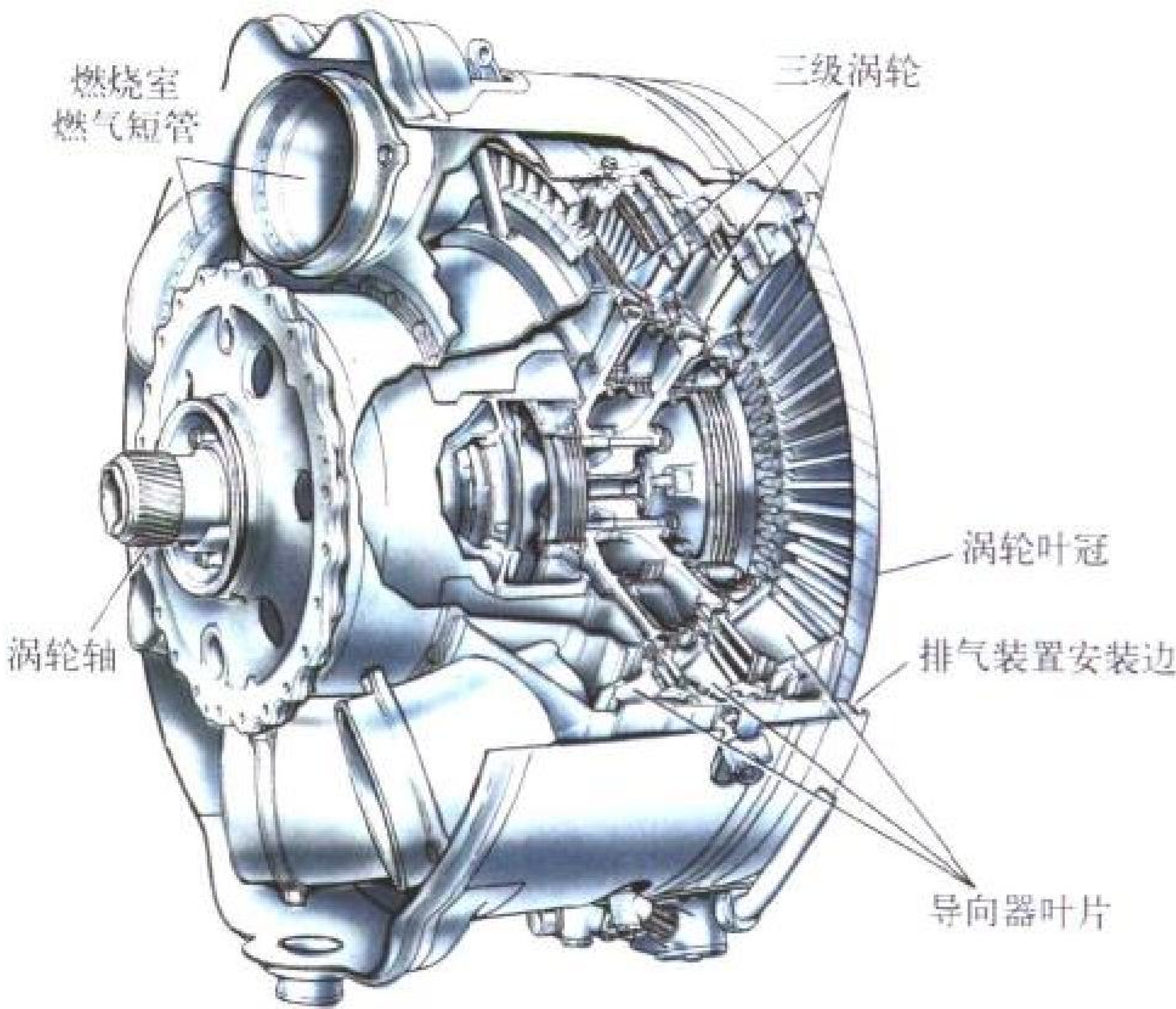
波音 707 机翼上的涡流发生器

处的涡流发生器可改善飞机的大迎角特性，布置在靠近副翼前面时可提高副翼的工作效率。涡流发生器还有用于前机身、进气口附近的。它还可改善飞机的跨声速特性，但不可避免地会增加飞行阻力。现在，涡流发生器在前机身和发动机进气口附近也有应用。

（撰写：卫本琦　修订：赵秀丽　审订：任源博）

wolun

涡轮 turbine　又称透平。将流动工质的能量转换并输出机械能的叶轮机械。工质可以是蒸汽、燃气、压缩空气或其他特殊气体。航空燃气涡轮的工质是在燃烧室中燃料与压缩空气燃烧后排出的高温高压燃气。燃气涡轮的结构（以轴流式涡轮为例）见图。一个导向器（又称涡轮静子）和一个工作轮（又涡轮转子）组合为一个涡轮级。涡轮可由一个或几个涡轮级组成，分别称单级涡轮或多级涡轮。在涡轮中，燃气在导向器叶片形成的通道内膨胀加速，其部分势能转化为动能，并以一定的速度与角度进入工作叶片通道。燃气在工作叶片通道内继续膨胀同时被折转（在反力度为零的冲击式涡轮的工作叶片通道中，燃气只被折转而不膨胀）。通过燃气流与工作叶片的相互作用，将燃气的部分能量转换为机械功，由涡轮轴输出。涡轮输出的机械功可用来驱动风扇、压气机、螺



轴流式燃气涡轮结构（罗·罗公司提供）

旋桨、桨扇、直升机旋翼和其他附件。在航空燃气涡轮发动机中，涡轮部件承受的热负荷、气动负荷和机械负荷都很大。按子午面上气体流动方向可分为轴流式和径流式涡轮；按气流速度的大小可分为亚声速、跨声速和超声速涡轮；按作用原理可分为反力式和冲击式涡轮。在双转子发动机中，可分为高压涡轮和低压涡轮。双轴涡轮两个转子的旋转方向可以相同，也可以相反。在三转子发动机中还有介于高、低压涡轮之间的中压涡轮。　（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

wolun chukou wendu

涡轮出口温度 turbine exit temperature　末级涡轮出口的燃气总温。涡轮出口总温取决于涡轮进口总温、涡轮膨胀比和涡轮效率，即当涡轮膨胀比和涡轮效率一定时，涡轮出口温度可以反映涡轮进口温度的高低。因此，在发动机试车时或在飞行中，常通过测量出口总温来监视进口总温是否正常。涡轮进口总温与涡轮出口总温之差值称涡轮的温降。

（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

wolun daoxiangqi

涡轮导向器 turbine nozzle　又称涡轮静子或涡轮喷嘴环。由内、外环和导向器叶片组成的，用来使燃气膨胀加速和折转的装置。从主燃烧室流出的高温和高压燃气，通过涡轮导向器膨胀加速，将部分势能转变成动能，并使气流折转到满足工作叶片所要求的气流方向。导向器由耐高温合金制成。高性能航空发动机高压涡轮的导向器常用引自压气机的空气进行冷却。　（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

wolun fengshan fadongji

涡轮风扇发动机 turbofan engine, bypass engine　又称内外涵发动机。在压气机前装有一级或多级风扇，流经外涵的气体工质由内涵涡轮驱动的风扇压缩，由喷管排出燃气和风扇排出空气共同产生反作用推力并由内、外两个涵道构成的发动机。它由压气机、燃烧室和带动压气机的高压涡轮组成的核心机与风扇以及带动风扇的低压涡轮组成。风扇实际上

是叶片较长的轴流压气机，可有 1 ～ 5 级。空气流过风扇后，一部分进入核心机，称为内涵气流。另一部分由围绕核心机的外部通道流过，称为外涵气流。由于有内外两个涵道，涡轮风扇发动机也称内外涵发动机。内、外涵气流可分别排出，也可在排气系统内混合排出。外涵与内涵空气流量之比称为涵道比或流量比。高涵道比的涡轮风扇发动机排气速度低，推进效率高，经济性好，适用于大型旅客机和运输机。已投入使用的民用高涵道比涡轮风扇发动机其涵道比达 5 ～ 9，增压比为 30～45，推力为 30000～45000 daN，起飞耗油率降低到 0.30 kg/(daN · h) 左右。高涵道比涡轮风扇发动机的涵道比和增压比还有显著增长的趋势。

高涵道比的涡轮风扇发动机迎风面积大，不宜用于超声速飞行。当代军用加力式小涵道比涡轮风扇发动机的涵道比为 0.2～0.6，推重比已达 10 左右。装备 F 119 发动机的 F-22 战斗机，不使用加力时，飞行速度也可达 1.5 倍声速。

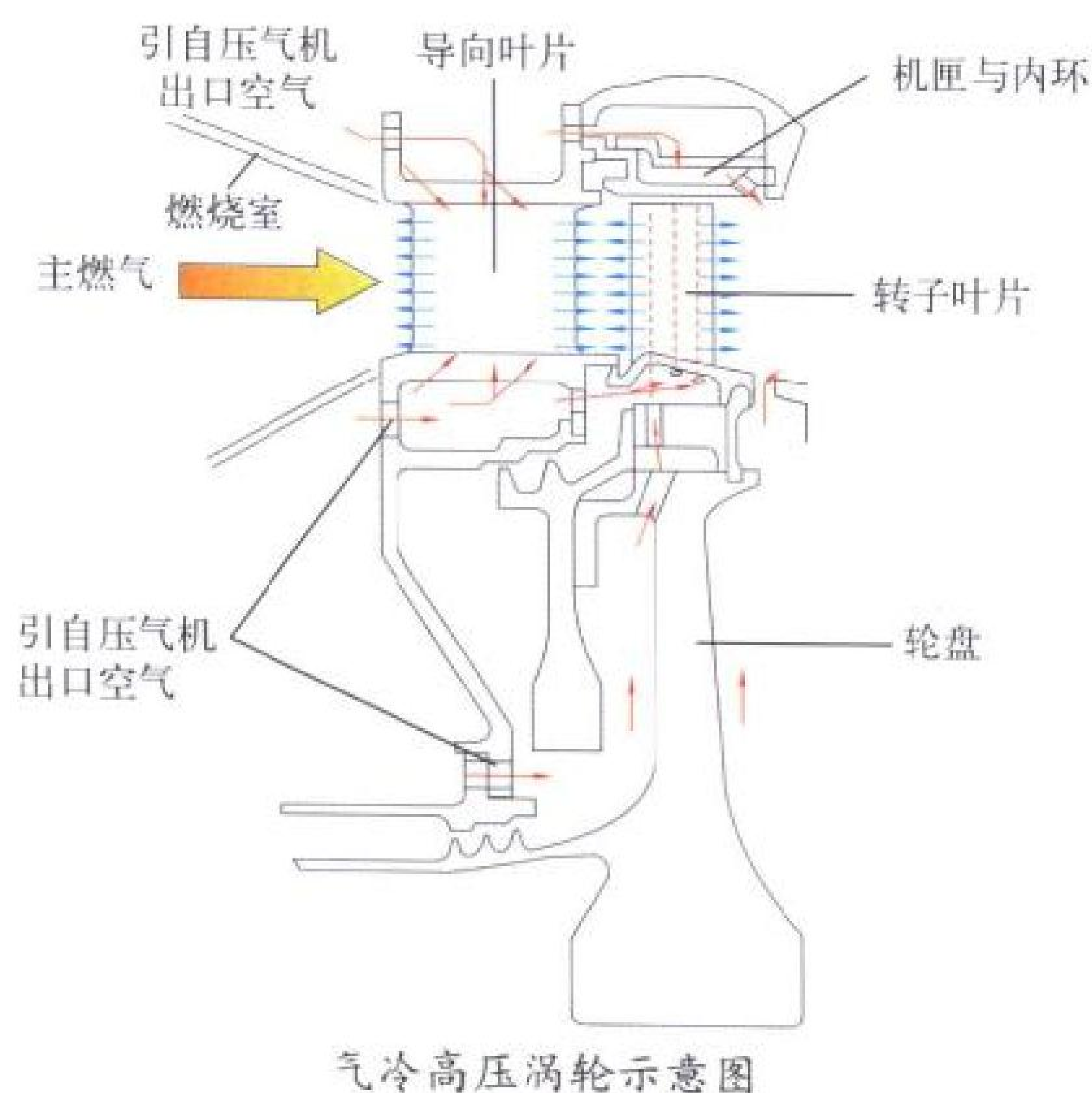
（撰写：肖 陵　陈大光　修订：方昌德　审订：陈 光）

wolun jixia

涡轮机匣　turbine casing　支承和包容涡轮组件的壳体构件。其前端与主燃烧室外套相连，后端与加力燃烧室扩压器或尾喷管相连，是发动机的主要承力构件之一。其结构应重量轻又有足够的强度和刚性，保证具有适当的热膨胀间隙并有良好的装配性。在航空发动机中涡轮机匣均采用轻型薄壳结构设计，并由耐高温材料制成。对于采用主动间隙控制的涡轮，其机匣的外壁还有引自风扇或压气机的空气对其进行冷却，实施主动间隙控制。（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

wolun lengque

涡轮冷却　turbine cooling　为保持在高温条件下工作的涡轮零件温度在整个发动机工作包线范围内，不超过可靠工作寿命允许温度而采取的冷却措施。航空涡轮发动机大都采用气冷涡轮（见图）。通常从压气机引冷却空气，按专门设计的



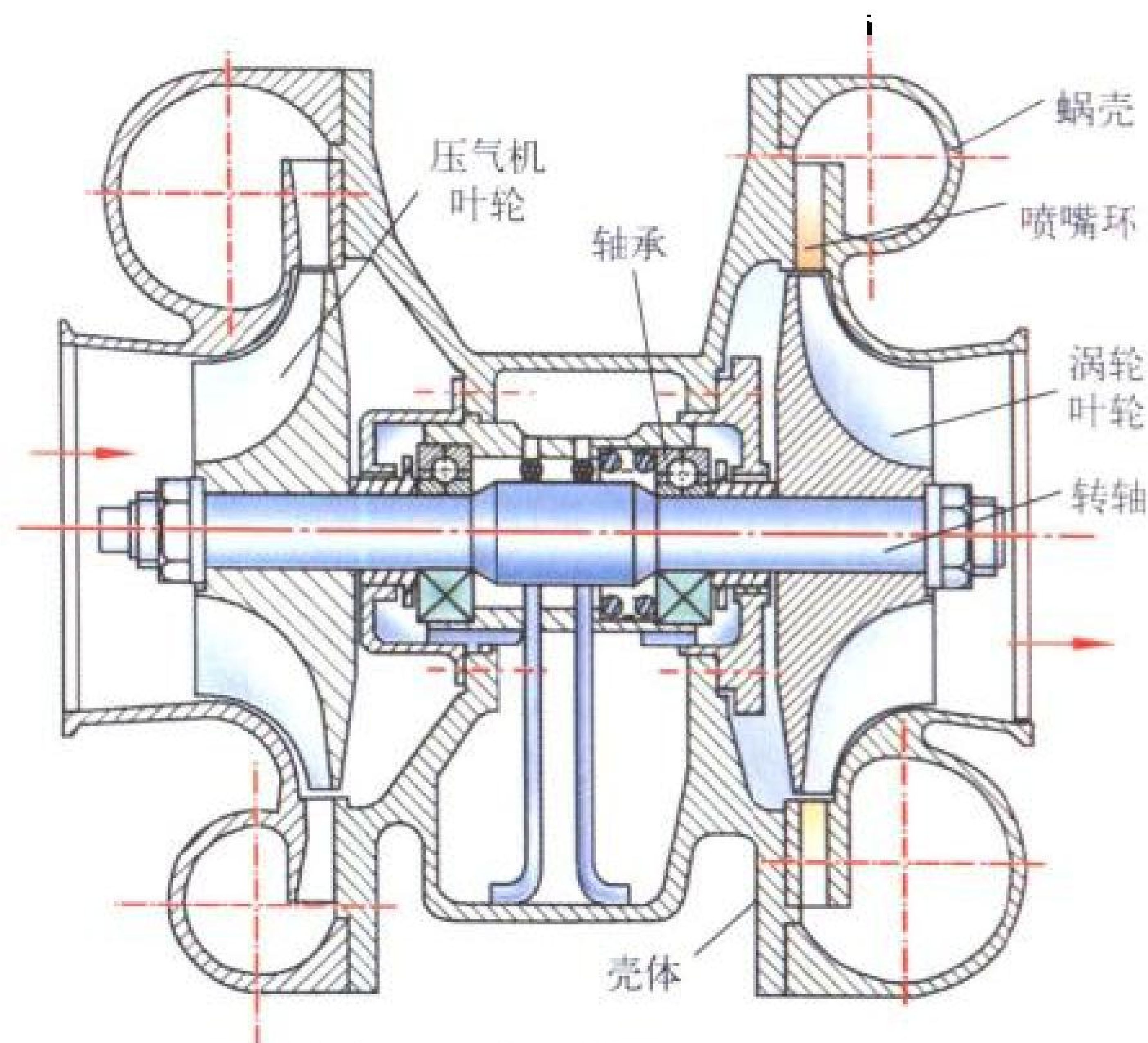
气冷高压涡轮示意图

涡轮冷却流路流动，对需要冷却的零件进行冷却。这些零件包括：导向器叶片和工作叶片；轮盘与封严环组件；机匣及其内环等。叶片直接承受燃气对它的传热，温度高，而工作叶片同时又承受非常大的离心拉伸载荷，因而工作条件最恶劣，它们的冷却是最关键的。通常叶片有下列几种冷却方法：对流冷却（包括冲击冷却），气膜冷却及其与对流和冲击冷却相结合的复合冷却，层板冷却与发散冷却。叶片榫头与轮盘连接部位采用榫头装配间隙吹风冷却。轮盘多采用强迫径向吹风冷却。机匣与内环一般采用环形通道内强迫对流与小孔冲击冷却方式。涡轮冷却要求冷却效果好，用的冷气量最少。由于涡轮叶片冷却结构复杂，设计和材料、工艺必须紧密结合，从而得到可行、可靠和经济性较好的高效冷却叶片。

（撰写：杨燕生　审订：陈 光）

wolun lengqueqi

涡轮冷却器　cooling turbine unit　又称空气循环机或空气制冷机。使具有一定温度和压力的压缩空气膨胀时所产生的焓降转变为机械功输出而降温、降压的高速旋转制冷机械。它是空气循环冷却系统中的重要附件之一，由转子和静子两大部分组成（见图）。转子是产品内各转动零组件的组合体，



滚动轴承涡轮冷却器结构原理图

主要包括支承转轴的一对轴承；装于同轴的涡轮叶轮和负荷轮等；静子是非转动零组件的组合体。涡轮冷却器转子的转速很高，通常为 $(3\sim8)\times10^4$ r/min，因此转子上允许的残留动不平衡量小，轴承精度高。按空气在涡轮叶轮槽道内的流动方向不同可分为纯径流式、径—轴流式和轴流式 3 种；按涡轮的负荷轮类型可分为涡轮风扇式、涡轮压气机式等；按同一产品内涡轮的负荷轮数量不同可分为两轮式和三轮式（即风扇轮和压气机轮与涡轮叶轮同轴安装）等；按支承转轴轴承类型，可分为滚动轴承式和气体轴承式等。和其他类型的制冷机械相比，涡轮冷却器具有结构紧凑、体积小、重量轻、维护简单、效率高和制冷速度快等优点，除飞机环境控制系统常用其作为主要制冷附件外，在深冷设备中也广泛应用。

（撰写：全文荣　审订：袁修干）

wolun lengqueqi xingneng shiyan

涡轮冷却器性能试验　cooling turbine unit performance test　检测涡轮冷却器不同工作状态下性能参数的试验。试验在热动力试验台上进行。以往仅对产品设计状态下要求的性能参数作单点检测，目前发展到对产品多种不同工作状态下的性能参数作多点检测。涡轮风扇式涡轮冷却器的性能试验：给定不同工作状态下的涡轮和风扇的进气压力、进气温度和排气压力，测定流过涡轮和风扇的气体流量、排气温度、转子转速。当风扇作纯制动负荷时就不测其性能。涡轮压气机式涡轮冷却器的性能试验：给定不同工作状态下压气机进气压

力和进气温度、涡轮进气温度和排气压力，分别测定流经涡轮的气体流量、排气温度和进气压力，测定流经压气机出口的气体压力、温度以及转速。涡轮压气机式涡轮冷却器性能试验时，在压气机出口与涡轮进口之间串接相应的换热器。调节经过换热器冷却的空气流量以使涡轮进气温度达到规定值。三轮式涡轮冷却器的性能试验：综合上述两类涡轮冷却器性能试验。将性能试验时测出的压力、温度、流量和转速等数据经过计算就可得到涡轮冷却器的性能参数，并可将这些参数绘制成一定的曲线即涡轮冷却器的性能曲线。

（撰写：金文荣　审订：袁修干）

wolun lengque xitong

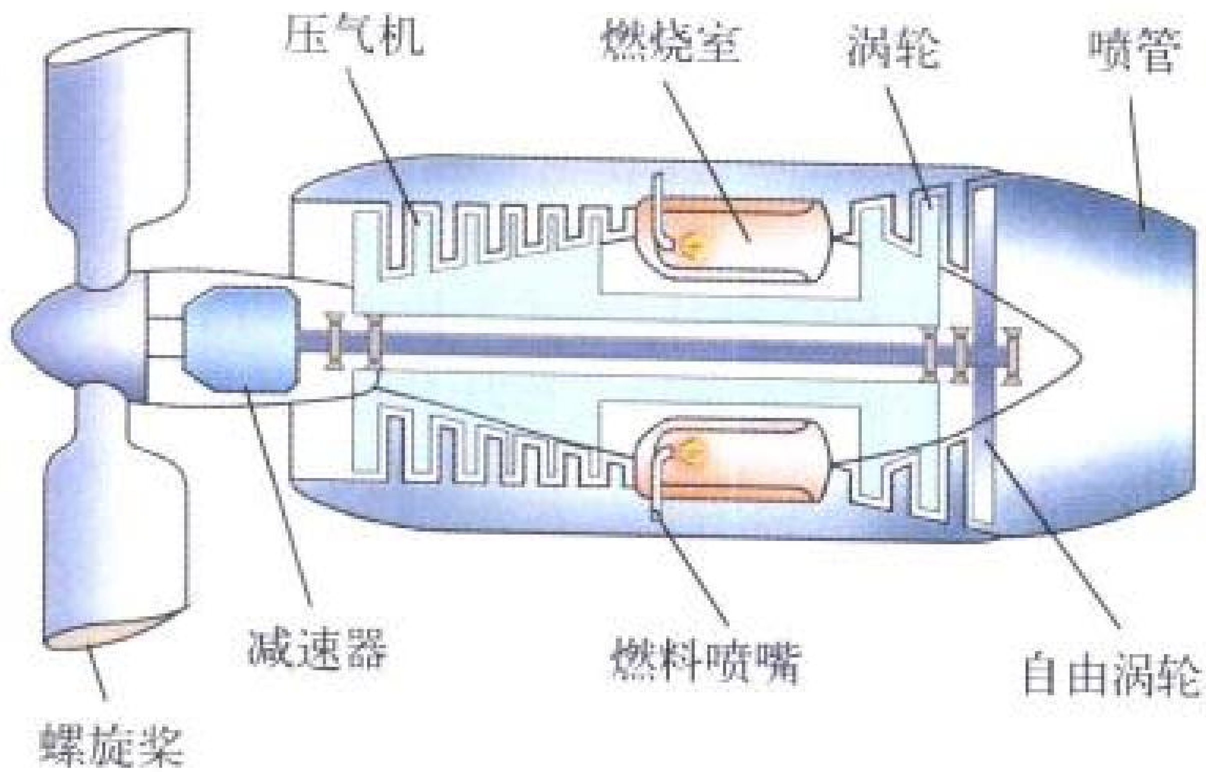
涡轮冷却系统　turbine cooling system　从压气机或风扇引出增压空气对高温涡轮部件进行冷却的系统。目的是将冷却空气以有效的冷却方式及合理的流路布置供给涡轮盘、轴、导向器叶片、工作叶片、机匣和外环等零组件进行冷却；起封严作用，以阻止涡轮燃气流入机体内部腔道并对涡轮的轴承和滑油腔进行冷却隔热，保证涡轮能在适当的温度范围内工作。其设计要求是在保证涡轮部件冷却效果和安全可靠的工作条件下，使用最少的冷却空气量，以减少对发动机性能的影响。

（撰写：杨燕生　审订：陈　光）

wolun luoxuanjiang fadongji

涡轮螺旋桨发动机　turboprop engine　利用输出轴上的机械能传动螺旋桨的燃气涡轮发动机。这种发动机中涡轮发出的功率大于压气机所需的功率，多余的功率通过减速器驱动螺旋桨。这部分涡轮称为动力涡轮。涡轮出口的燃气在喷管中膨胀加速，产生反作用推力。与航空活塞式发动机相比，它具有重量轻、振动小等优点。特别是随着飞行高度的增加，它的性能比航空活塞式发动机更显优越。与涡轮喷气发动机和涡轮风扇发动机相比，它具有耗油率低和起飞推力大的优点。因螺旋桨特性的限制，装涡轮螺旋桨发动机的飞机的飞行速度一般不超过 800 km/h 。因此，在大型、远程运输机上涡轮螺旋桨发动机已为高涵道比涡轮风扇发动机所取代，但在中小型运输机和通用飞机上仍有广泛应用。

涡轮螺旋桨发动机由压气机、燃烧室、燃气涡轮、喷管和减速器组成，见图。燃气涡轮由驱动压气机的涡轮和驱动



涡轮螺旋桨发动机（带自由涡轮）

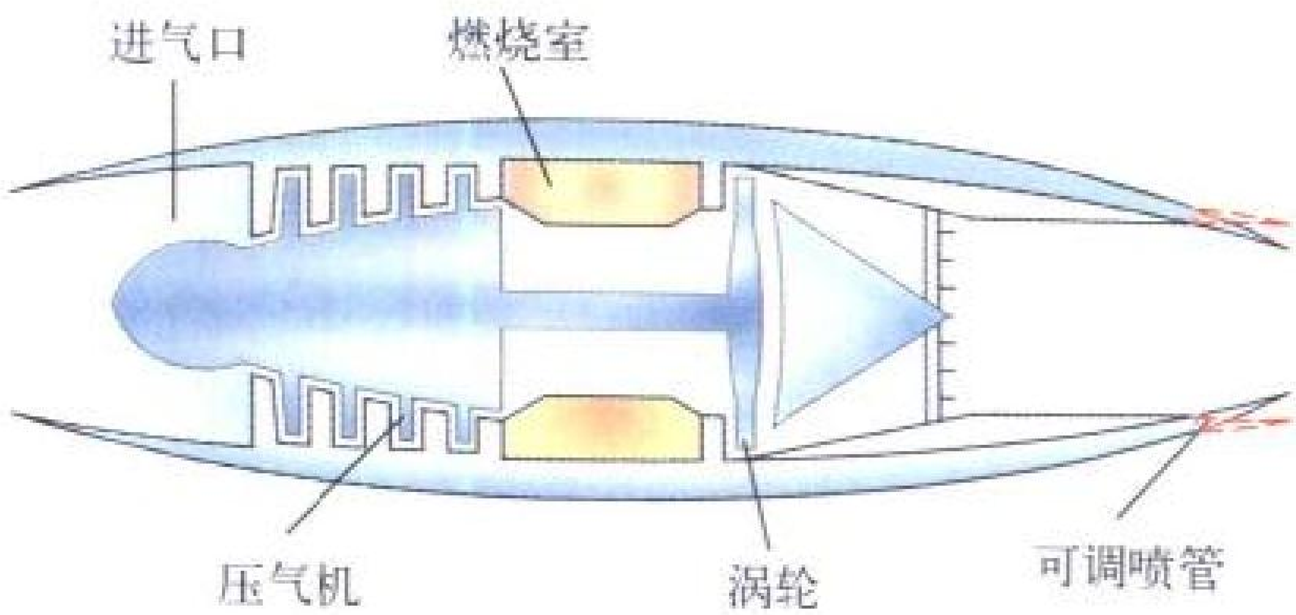
螺旋桨的动力涡轮组成。有的发动机上这两个涡轮装在一根轴上，称为单转子涡轮螺旋桨发动机。大部分发动机的动力涡轮与驱动压气机的涡轮无机械联系，称为自由涡轮。

涡轮螺旋桨发动机除输出轴功率外，燃气通过喷管向后喷射时还产生一定的反作用推力。在海平面静止条件下，按经验数据规定每 1.5 daN（约 1.5 kgf）的推力相当于 1 kW 轴功率，将这部分推力折合成轴功率加上动力涡轮产生的轴功率，所得的总功率就称为涡轮螺旋桨发动机的当量功率。功率最大的涡轮螺旋桨发动机可发出 11000 kW 当量功率。

（撰写：王宏基　修订：方昌德　审订：陈　光）

wolun penqi fadongji

涡轮喷气发动机　turbojet engine, turbojet　又称纯涡轮喷气发动机。在单个流道内靠发动机尾喷管喷出的高速燃气流产生反作用推力的燃气涡轮发动机。它由压气机、燃烧室、燃气涡轮和尾喷管等部件组成；在不增大燃气发生器的条件下，为了短时间内增加发动机推力，可采用发动机加力措施。战斗机上的发动机常在涡轮后安装加力燃烧室，成为加力式涡轮喷气发动机。涡轮喷气发动机按压气机类型分为离心式喷气发动机和轴流式喷气发动机；按发动机转子结构不同分为单转子（见图）和双转子涡轮喷气发动机。



单转子涡轮喷气发动机简图

涡轮喷气发动机的海平面静推力小的约为 200 daN，大的可达 10000 daN 。在海平面标准大气条件下的耗油率约为 0.80～1.00 kg/(daN · h)，加力状态耗油率约为 1.60～2.00 kg/(daN · h) 。加力涡轮喷气发动机的推重比已超过 6。

从 20 世纪 60 年代开始，涡轮喷气发动机为性能更好的涡轮风扇发动机所取代。

（撰写：张世英　审订：陈　光）

wolun pengzhangbi

涡轮膨胀比　turbine expansion ratio　涡轮进口燃气总压与涡轮出口燃气压力之比。有两种膨胀比：总压膨胀比和总静压膨胀比。前者为涡轮进口燃气总压与涡轮出口燃气总压之比，通常用 π_T^* 表示；后者为涡轮进口燃气总压与涡轮出口燃气静压之比，通常用 π_T 表示。在航空发动机的热力计算和涡轮气动计算中多采用 π_T^*，但在涡轮出口的动能不能再利用的动力涡轮中，为了计算其动力效率，则要采用 π_T。在双转子发动机中又可分为高压涡轮膨胀比和低压涡轮膨胀比。在三转子发动机中还有中压涡轮膨胀比。对于多级涡轮，各级涡轮总压膨胀比的乘积就等于该多级涡轮的总压膨胀比。级膨胀比的大小基本上代表了涡轮级负荷的大小。目前，单级高压涡轮最高的 π_T^* 已超过 4.0 。

（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

wolunqian ranqi wendu

涡轮前燃气温度　turbine entrance temperature,turbine inlet temperature　又称涡轮进口温度或涡轮前温度。第一级涡轮导向器进口的燃气总温。对导向器出口的燃气温度称涡轮转子前燃气温度。它对发动机单位推力和耗油率都有明显影响，是发动机的重要设计参数。随着材料耐热强度的提高和涡轮冷却技术的发展，涡轮前燃气温度呈逐年增高的趋势，

这是增大发动机单位推力、减小发动机尺寸、减轻发动机重量和提高推重比的主要措施。现代涡轮风扇发动机的涡轮前燃气温度已达1800～2000 K。

（撰写：张 津 审订：陈大光）

wolun wendu kongzhi

涡轮温度控制 turbine temperature control 在发动机控制系统中为保持涡轮前燃气温度不变或按一定规律变化而进行的控制。涡轮前燃气温度是影响发动机推力的主要参数之一，按涡轮前燃气温度控制能在保证发动机安全可靠的情况下，发挥发动机最大的性能，但由于涡轮前燃气温度很高，测量比较困难，常用的办法是对涡轮后的或涡轮级间的温度进行间接控制。涡轮温度控制可以通过主燃油控制、加力燃油控制或尾喷口面积控制来实现。有些不按涡轮温度控制的控制系统，也往往带有涡轮温度限制器，以确保涡轮温度不超限，从而保证发动机安全、可靠、耐久。

（撰写：方 试 审订：陈大光）

wolun xiaolü

涡轮效率 turbine efficiency 表示涡轮中工质的能量被用来转换为涡轮轴机械功的有效程度。根据不同的定义，有几种涡轮效率：滞止等熵效率、轮缘效率、绝热效率和动力效率等。航空发动机涡轮主要使用前两种效率，尤其是滞止等熵效率。对于涡轮出口气流动能不能再利用的动力涡轮和自由涡轮则常用动力效率。滞止等熵效率定义为涡轮的有效功与按滞止参数计算的等熵膨胀功之比，用 η_T^* 表示为

$$\eta_T^* = \frac{\text{涡轮的有效功}}{\text{滞止等熵膨胀功}}$$

在航空发动机中主要采用滞止等熵效率是因为出口燃气的动能可以在尾喷管中利用。在发动机的热力和特性的计算和分析以及涡轮与其他部件的共同工作的计算和分析中，采用滞止等熵效率也最方便。目前单级航空涡轮的滞止等熵效率约为0.88 ～ 0.91，多级涡轮约为0.89 ～ 0.94。影响涡轮效率的主要因素有：叶型损失、二次流损失和叶尖径向间隙漏气损失；在超、跨声速涡轮中还有激波及激波与边界层相互干扰引起的损失；对于采用气冷叶片的高温涡轮还有冷气与主燃气流掺混引起的损失。随着气动设计、结构设计、冷却技术以及新材料和制造工艺水平的提高，这些损失将不断减少，涡轮效率也将随之提高。

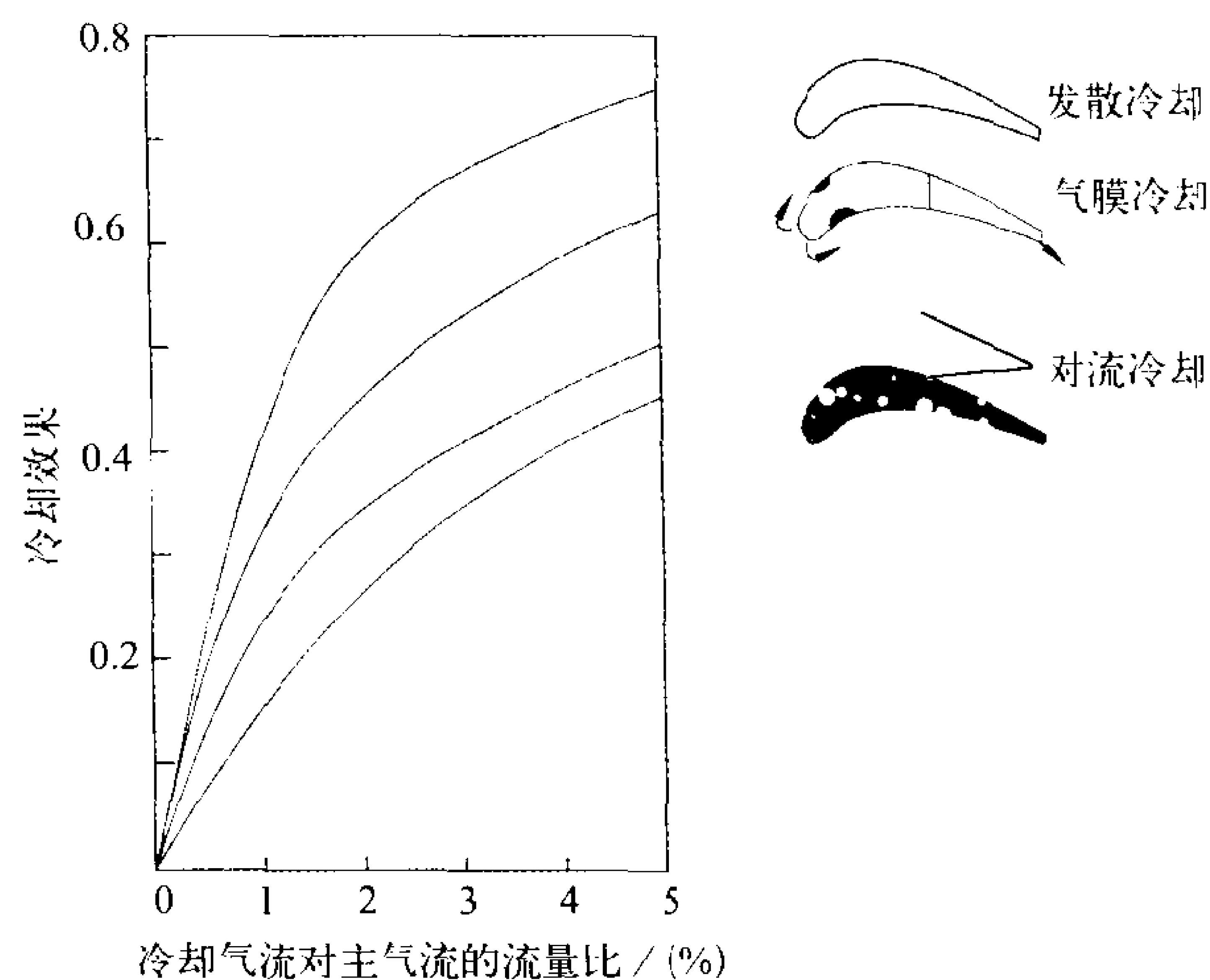
（撰写：黄忠湖 审订：陈矛章）

wolun yepian lengque xiaoguo

涡轮叶片冷却效果 cooling effectiveness of turbine blade 评定气冷涡轮叶片冷却性能的参数。它可表示为

$$\text{冷却效果} = \frac{\text{燃气温度} - \text{叶片壁温}}{\text{燃气温度} - \text{冷却介质温度}}$$

影响叶片冷却效果的主要因素有：燃气的温度、雷诺数和马赫数，叶片外形参数，叶栅稠度，冷却通道几何参数，冷却介质流量，以及进口温度等参数，对工作叶片还应包括叶片旋转的圆周速度。对于各种冷却方式的叶片在规定的工作状态下都能绘出冷却效果随冷却介质对燃气的流量比、温度比及燃气雷诺数的变化曲线，并用来分析和评价叶片在实际应用中的冷却性能。对几种最典型冷却方式的叶片的研究表明，在相同条件下，发散冷却叶片的冷却效果最好，气膜冷却叶片次之，对流冷却叶片较差（见图）。



不同冷却方法的平均冷却效果随相对冷却空气流量变化曲线

（撰写：杨燕生 审订：陈 光）

wolun yepian rechongji shiyan

涡轮叶片热冲击试验 turbine blade thermal fatigue test 又称涡轮叶片热疲劳试验。在迅速加热和冷却的工作条件下，对不同材料的涡轮叶片进行热冲击寿命研究和比较的试验。热冲击试验设备由燃烧室、叶栅试验段、液压加载机构、喷水冷却系统以及测量和控制系统等组成。试验中按规定的程序对叶片反复加热和冷却，来比较叶片出现热疲劳裂纹的循环次数和裂纹位置，以便对叶片的热疲劳寿命进行研究和分析。此种试验条件比较苛刻，与涡轮叶片的实际工作环境差别较大，不能从试验结果直接得出涡轮叶片的寿命，但可对不同的材料和结构形式进行比较。加之，此类试验设备较为简单，费用较低，所以目前仍是一种有效的试验研究手段。

（撰写：杨燕生 审订：刘大响）

wolun yepian weiji guanli

涡轮叶片尾迹管理 turbine blade wake management 通过调整涡轮导向器叶片与导向器叶片、工作叶片与工作叶片的周向相对位置，使上排导向器叶片的尾迹落在下排导向器叶片的前缘处和上排工作叶片的尾迹落在下排工作叶片的前缘处，以提高涡轮气动性能的一种方法。理论计算和试验结果均已证实，当上排导向器叶片（或上排工作叶片）的尾迹正好落在下排导向器叶片（或下排工作叶片）的前缘时，涡轮效率最高；而当该尾迹落在下排叶片流道的中央时，涡轮效率最低。为了实施尾迹管理，首先必须使各排导向器叶片的叶片数相同和各排工作叶片的叶片数也相同（但导向器叶片与工作叶片的叶片数不相同）。目前的试验结果说明，对双级涡轮实施尾迹管理时，可使其效率提高0.7个百分点左右，且工作叶片尾迹管理的效果稍好于导向器叶片。尾迹管理是轴流式叶轮机气动设计的一项新技术，现已开始在先进航空发动机的涡轮中得到应用。（撰写：黄忠湖 审订：陈矛章）

wolun yepian zaoxing

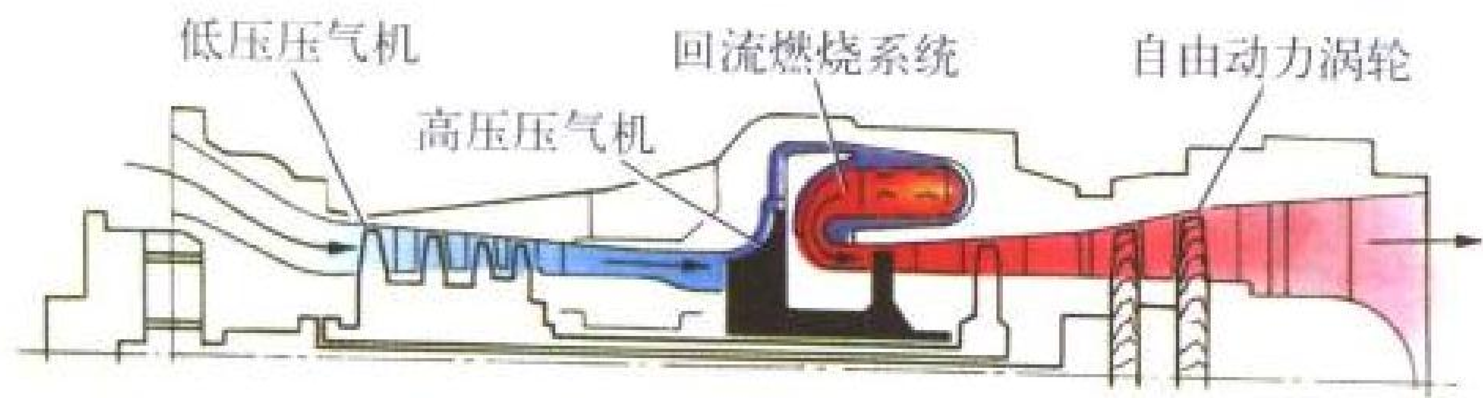
涡轮叶片造型 turbine blade profiling (blading) 又称叶片成型。根据涡轮气动计算给定的速度三角形参数和流程通道

的几何尺寸，确定导向器叶片和工作叶片的叶片数及其叶身型面沿叶高各截面的几何形状。涡轮叶片造型应满足的基本要求是：⑴ 保证气动计算得出的叶片进、出口的气流速度和流向，并有尽可能低的叶型损失；⑵ 叶型截面及其沿叶高的积叠应满足强度要求并有尽可能低的二次流损失；⑶ 对于气冷叶片，叶型应有足够的面积，以便合理布置叶片内的冷却通道，达到预期的冷却效果；⑷ 具有良好的工艺性。涡轮叶片造型的方法通常有：⑴ 原始叶型弯曲法：选出原始叶型，然后按气动要求的进、出气方向弯成所需要的叶型；⑵ 解析造型法：用解析曲线作为叶型型线，按气动要求通过几何作图来设计叶型；⑶ 反问题造型法：由预先给定叶盆和叶背型面的速度分布或压力分布，求出叶型的几何坐标；⑷ 杂交型造型法：叶背型线由反问题造型法确定，叶盆型线由已确定的叶背型线和预先给定的从叶型前缘到尾缘的厚度分布来确定。涡轮叶片造型是气动设计的一项关键技术。目前已广泛应用计算机程序进行亚声速和跨声速涡轮叶片造型，多数采用解析造型法。为了减少二次流损失，新式叶片的叶型沿叶高的积叠还考虑叶片沿周向和子午面上有一定的倾斜，这就是复合倾斜叶片，又称弯扭叶片（参见复合倾斜叶片）。

（撰写：黄忠湖 审订：陈矛章）

wolunzhou fadongji

涡轮轴发动机 turboshaft engine 由燃气通过动力涡轮输出轴功率传动旋翼的燃气涡轮发动机。它是直升机的主要动力装置。它的工作原理和结构（见图）与涡轮螺旋桨发动机基本相同，只是燃气发生器出口燃气所含的可用能量几乎全部供给动力涡轮。在结构安排上，也有单轴式和自由涡轮式两种类型，且以后者为多。有些涡轮轴发动机的动力涡轮直接



带自由动力涡轮的双转子涡轮轴发动机（罗·罗公司提供）

以高转速（12000～25000 r/min）输出，有些则通过减速器以大致为 6000 r/min 的转速输出。直升机受旋翼转速的限制，在机上装有主减速器，发动机输出功率通过主减速器传给旋翼和尾桨。对于涡轮轴发动机除要求重量轻、耗油率低和维护方便外，工作可靠性尤为重要。直升机一般用于执行短途飞行任务，涡轮轴发动机经常处于起飞、爬高、悬停等大功率状态下工作，而且工作状态不断变化，因此要求部件有良好的耐低周疲劳性能。直升机没有一定的机场，经常接近地面飞行，特别是在充满尘砂或盐雾的大气中频繁起落，发动机经常受到外来物的侵蚀，因此零部件，特别是压气机叶片要有良好的抗侵蚀能力，进气部分常装有粒子分离器等防护装置。目前使用中的涡轮轴发动机功率范围为 250～6000 kW，起飞耗油率为 0.27～0.34 kg/(kW·h)，功率重量比为 5.0～11.0 kW/kg。

（撰写：尚 义 审订：陈 光）

wolun zhuanzi

涡轮转子 turbine rotor 又称涡轮工作轮。涡轮部件中转动部分的总称。主要由工作叶片（转子叶片）、轮盘、轴、轴承和转子封严环等组成。其功用是把燃气的大部分可用能量转化为轴上的机械能。转子在高速、高温下工作，承受很大的气动力、振动力、热应力和各种惯性力，如线加速度惯性力、陀螺惯性力矩和离心惯性力等。因此，要求涡轮转子有足够的高温强度、刚性和较高的动平衡精度。涡轮盘用耐高温合金制成。目前先进的涡轮盘大多采用粉末冶金制造。有的涡轮盘还采用先进的双重热处理技术，以适应轮缘和轮心对材质的不同要求。

（撰写：黄忠湖 审订：陈矛章）

womian

涡面 vortex sheet 理想流体中，无限薄的旋涡层。它由布满在该层面上的涡线组成。流体通过涡面时，切向速度不连续。在绕机翼的有升力流动中，在机翼后缘之后形成切向速度不连续面，即自由涡面。自由涡面有不稳定性，即不能维持在一个平面上，它将变形并在翼后稍远处卷成两个大小相等转向相反的尾涡。有升力的薄机翼同样可引起机翼上下表面有不同的切向速度，该薄机翼也可看成切向速度不连续面，因此可用涡面模拟机翼。但这种涡面不允许自由变形，是附着涡面或固定涡面。用涡面代替机翼是升力面理论的气动模型，在亚声速与超声速气动特性计算中应用很广。

（撰写：黄明恪 审订：张仲寅）

woshan feiji

涡扇飞机 turbofan aircraft 用涡轮风扇发动机作动力的飞机的统称。

（撰写：赵群力 审订：任源博）

wogan caozong kongzhiqi

握杆操纵控制器 hands on throttle and stick (HOTAS) 指小型战斗机上的油门杆和驾驶杆及安装在油门杆、驾驶杆上的各种电气和机械控制器。驾驶员双手分别握住油门杆和驾驶杆配合方向舵脚蹬即可操纵飞机及对其他各分系统的控制操作，实现双手不离杆操纵。通常驾驶员左手握油门杆，右手握驾驶杆。油门杆一方面用于控制飞机发动机油门大小，同时油门杆上还安装有各种开关、旋钮、光标控制器等，例如火控系统的工作主状态空—空/空—地开关、炮/导弹开关、雷达天线俯仰控制电位计旋钮、目标距离设定电位计旋钮、导弹导引头解锁按钮、显示器光标控制器、减速板开关、电台选择及送话开关等。驾驶杆用于操纵飞机副翼及升降舵，同时驾驶杆上还安装有机轮制动板手、副翼和升降舵配平开关、导弹和机炮发射按钮、雷达目标锁定及返回搜索开关、外挂物站位选择按钮、自动驾驶仪开关等。

（撰写：凌耀城 审订：顾世敏）

wudixiao shengxian

无地效升限 hover ceiling out of ground effect 全称无地效悬停升限。见悬停升限。

wufangxiang xinbiaoji

无方向信标机 non-directional radio beacon (NDB) 见电子卷。

wujiaoshi xuanyi

无铰式旋翼 hingeless rotor 又称刚性旋翼。见旋翼。

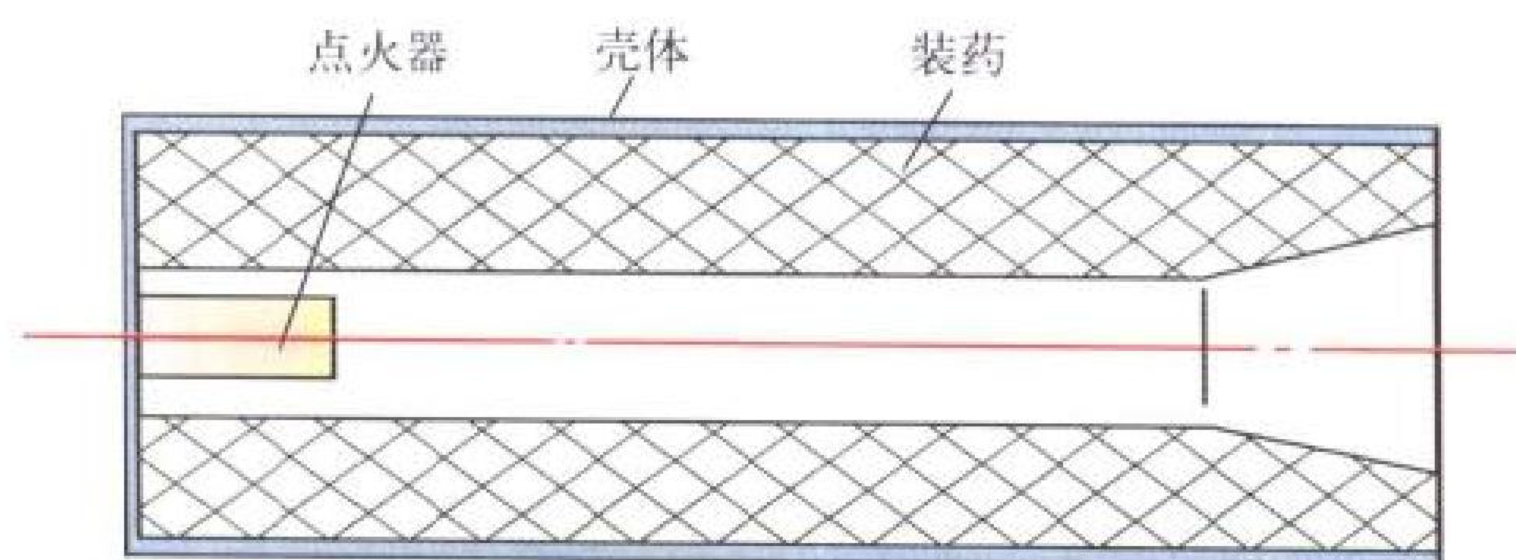
wuma GPS

无码 GPS codeless GPS 一种不确知 GPS P 码结构信息、而通过对GPS 信号的载波相位、码相位或信息比特流的观测

来完成高精度测距定位的方法。近些年来，无码GPS主要用载波相位法来直接测量P码（无法获知其码结构）载波LZ的相位并解算出用户位置，应用于测地型设备之中，其无码GPS接收机采用平方通道，接收到的GPS信号，先下变频为中频信号，再进行平方处理，所得载频的振幅为1，频率为原来的2倍，相位值也增加1倍，而码和电文都丢失。应当指出，由于无码GPS是用带噪声的本地伪码对输入信号进行相关检测，其测量精度将低于有码载波相位测距的精度。（撰写：孔国强　审订：郝广前）

wupenguan fadongji

无喷管发动机 nozzleless motor　没有设置喷管的固体火箭发动机。根据气体动力学的等通道截面加质量流可产生壅塞现象的原理制成的一种新型发动机。此种发动机采用内孔燃烧的装药，装药前部为管状，后部为一形如喷管的扩张锥，在管形和锥形的交界处，气流产生壅塞现象，使其达到声速，并经扩张锥进一步膨胀达到超声速。发动机工作过程中，管形装药内孔和扩张锥不断扩大，直至全部烧完。无喷管发动机主要由壳体、装药、点火器等组成（见图）。



无喷管发动机原理图

无喷管发动机的优点是在原来安装喷管的位置装填了推进剂，从而简化了结构，提高了发动机的质量比，并降低制造成本。整体式火箭—冲压组合发动机使用无喷管发动机作助推器，可省去喷管及抛掷系统。无喷管发动机的主要缺点是比冲低，工作过程的重现性不及有喷管发动机，但这些缺点可通过装药设计等途径加以改进。

（撰写：马逋堂　审订：郑志伟）

wurenji huishou zhuangzhi

无人机回收装置 recovery system of unmanned air vehicle　能够使无人机在完成预定飞行任务之后安全回收着陆的装置。无人机主要有三种回收方式：滑降回收、撞网回收和伞降回收。其中滑降回收方式与常规飞机的滑跑着陆方式类似，即利用无人机上装的起落架在起降场地降落后滑跑回收，为了缩短着陆滑跑距离，在滑降过程中还常采用绊索或阻尼网等辅助装置。目前的滑降回收还分自动和人工控制两类。GPS系统的广泛应用，使无人机的自主滑降回收具有更好的精确性和自主性。撞网回收，在地面拉网，当无人机减速停车后，降落到网上。伞降回收，利用无人机着陆时打开机上装的常规降落伞或伞翼减速降落。其中伞翼的好处在于开伞后无人机仍能像滑翔机一样进行可控滑翔，以便更精确地选择着陆地点。采用这种着陆方式的无人机，机腹处往往加装充气囊用于减震，或加装火箭反推力装置。近年来，一种新的无人机电磁起降装置也在研制之中，它是通过使用可控磁场，在无机械接触的情况下，在电磁起降区域内实现无人机的减速及降落制动的，估计在2007～2010年有望投入使用。（撰写：赵秀丽　审订：任源博）

wurenji xitong

无人机系统 unmanned aerial vehicle system　无人机及与其配套的通信站、起飞（发射）回收装置以及无人机的运输、储存和检测装置等的统称。

无人机的通信站既可以建在地面，也可以设在车、船或其他飞行器上，通过通信站，不但可以获得无人机所侦察到的信息，而且还可以向无人机发布指令，控制它的飞行，使无人机能够顺利完成任务。无人机的起飞（发射）装置有多种类型，主要的起飞（发射）方式有地面滑跑起飞、沿导轨发射、空中投放等，有些小型无人机由容器式发射装置靠容器内的液压或气压动力发射。无人机的回收方式包括自动着陆、降落伞回收、在空中由直升机回收和拦截网回收等。不同类型和不同使用环境下的无人机，可选择不同的系统构成。比如：小型无人机通常采用弹射或火箭发射；而大型无人机则采用起落架或发射车进行发射。

（撰写：赵群力　审订：任源博）

wuren jiashi feixingqi

无人驾驶飞行器 unmanned aerial vehicle (UAV)　又称无人机。不用驾驶员或者驾驶（控制）员不在机上的飞机。世界上第一架无人机1917年由英国研制成功。早期的无人机主要用作靶机，之后又相继出现了用于侦察、通信和电子战等用途的无人机。目前，战斗无人机也在研究之中，有望在今后得到快速发展。

在构成上，无人机与有人飞机大体相同，但由于省略了有人驾驶飞机所需的生命保障系统，并且在性能上不受人的生理极限限制，所以具有尺寸小、重量轻、成本低、机动性高、隐蔽性好、飞行时间长的特点，特别适宜于执行危险性大的任务。

无人机的控制方式主要有无线电遥控和自主控制两种，相应的无人机也可以分为遥控（RPV）和非遥控（drone）两大类。遥控无人机在执行任务时，通常由地面、舰艇或母机上的控制站对无人机进行实时控制；非遥控无人机则主要是在无人机发射前，按照任务计划，对飞机上飞行控制与导航系统输入预编飞行程序，无人机在飞行时按预编飞行程序自主控制飞行。



美国研制的“环球鹰”高空长航时无人机

无人机的用途多种多样，并且越来越广。在军事上，无人机不但能用作靶机，而且还可用于侦察、监视、通信、反潜、骚扰、诱惑、炮兵校正、电子对抗等；在国民经济上，无人机可用于大地测量、气象观测、城市环境监测、地球资源勘探、森林防火和人工降雨等；在科学研究上，无人机可用于大气取样、新技术研究验证等。

随着微电子、信息技术和人工智能技术的发展，无人机目前已经进入了一个新的发展时期。特别是长航时无人

机、微型无人机和战斗无人机的迅速发展，将使无人机在21世纪里得到更加广泛的应用。

（撰写：赵群力　审订：任源博）

wuren zhandouji

无人战斗机 unmanned combat aerial vehicle (UCAV) 能够执行空战或对地攻击任务的无人机。无人战斗机的设想产生于20世纪60～70年代，美国还进行了大量的飞行试验，但是由于技术上的难度，使这些构想尚未实现。

与有人战斗机相比，无人战斗机具有以下优点：⑴因机上无驾驶员，无人战斗机能比有人战斗机做得尺寸更小，隐身性更好。⑵无人机不受驾驶员生理条件的限制，因此具有较大的性能包线，以及较长的续航时间。⑶制造成本及寿命期费用低，维护人员少。

无人战斗机存在的主要技术难点在于：⑴自主作战能力差，缺乏有人飞机所具有的灵活性和适应能力。⑵由于控制人员对无人机所处环境的了解必须借助远距离通信，而这种远距离通信又容易被压制而中断，从而造成了人机之间无法及时地、准确地交流信息，影响了无人战斗机完成任务的有效性。随着战场实时信息网和人工智能技术的发展，制约无人战斗机发展的这些技术难点将得到解决。

目前，无人战斗机已经成为无人机技术发展中的一个热点，具有实战能力的无人战斗机有望在今后的5～10年内服役。

（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

wushua zhiliu fadianji

无刷直流发电机 brushless DC generator 无刷交流发电机与半导体整流器组合输出直流电的发电机。用半导体整流获得直流电，工作可靠、维护方便，不产生换向火花，无线电干扰小，高空适应性好。其电枢绕组常用五相或双Y绕组，多相整流可获得较小脉动的直流电。

（撰写：刘迪吉　审订：杨燕生）

wusun jiance

无损检测 non-destructive testing (NDT) 又称无损检查(non-destructive inspection, NDI)。利用声、光、热、电、磁或射线等与物质的相互作用，在不损伤被检对象使用性能的前提下，用仪器探测其内部或表面的各种宏观缺陷，并判断缺陷位置、大小、形状和性质的方法。工程上习惯地将无损检测称之为“无损探伤”或“探伤”。用于近距离检查飞机的重要结构项目或特定的系统机件的详细目视检查不适用的细微损伤、故障或不正常迹象。是飞机结构的3个检查等级中最高等级的检查。它要求检查对象表面清洁，有时还要求作一些分解。从发展方向看，无损检测一词目前已更多地被“无损评价”所代替，因为后者所包含的内涵要比前者丰富得多，它不但要完成前述无损检测内容，还应当能对被评价对象(材料或结构)的固有属性、功能、状态、发展趋势(安全性和剩余寿命)等进行分析、预测和作出综合评价。无损检测技术是检查材料和机械零部件质量的重要手段，它对保证产品的可靠性有重要作用。目前，该技术已广泛应用到航空航天、冶金、电力、核工业、矿山机械、机械制造、建筑业、石油化工、压力容器等国民经济的各个领域。常用无损检测技术有射线检测(RT)、超声检测(UT)、涡流检测(ET)、磁粉检测(MPT)、渗透检测(PT)和声发射检测(AET)等。

（撰写：耿荣生　审订：姬永兴）

wuwei buju

无尾布局 tailless configuration 只有机翼和机身而无平尾或鸭翼的布局形式。省去了平尾或鸭翼，则有可能减小飞机的总阻力；但因为省去了平尾或鸭翼，飞机只能依靠偏转机翼后缘的操纵面来获得纵向配平所需的力矩，效率较低。为了改善低速起飞、着陆性能，只得增大机翼面积降低翼载。



法国的“幻影”Ⅳ无尾轰炸机

机翼面积增大相应也将增大飞机的总阻力。目前，这类布局的飞机，机翼大多采用三角平面形状。由于纵向操纵能力有限，低速飞行时飞机的纵向静稳定裕度相当小，加上气动阻尼特性很差，都将恶化低速飞行时的飞行品质，需要采用自动飞行控制装置。对于高速飞行情况，特别是超声速飞行情况，低翼载的无尾布局形式，可以减小飞机的总阻力，从而使飞行性能得到改善。高速飞行中的某些稳定性和配平变化过大的问题，可以通过调配燃油消耗的顺序来控制飞机重心的变化以及采用人工增稳装置来解决。比较著名的无尾布局飞机，有英、法联合生产的超声速旅客机“协和”号等；超声速战斗机有美国的F-106A、法国的“幻影”2000战斗机等。

（撰写：朱一锟　审订：陈晏清）

wuwei feiji

无尾飞机 tailless aircraft 没有水平尾翼和前翼的飞机。其俯仰配平和操纵靠机翼后缘的升降副翼来完成。因为没有水平尾翼，机身载荷也随之减小，因而能减轻结构重量。但后缘升降副翼到飞机重心的距离很近，为了保持飞机的平衡，升降副翼向上偏转的角度要大，使飞机的配平阻力增大。另外，由于机翼后缘不能安装襟翼，且大迎角时后缘升降副翼上偏角大，因而着陆时升力较小，使起飞着陆性能变差。通常采用增大机翼面积以减少翼载来弥补。超声速无尾飞机采用小展弦比大后掠三角机翼，机翼后缘离飞机重心较远，且气动力中心变化小，可缓解无尾飞机配平能力差的缺



法国的“幻影”2000无尾战斗机

点。现在主动控制技术已实用，可将飞机重心移到气动中心之后，从而克服配平阻力大的缺点；再配以前缘增升装置，可以显著改善无尾飞机的机动性和起飞着陆性能。法国的无

尾战斗机“幻影”2000就采取了这种技术措施(见图)。

(撰写：张克明 修订：赵群力 审订：顾诵芬)

wuxiandian daohang

无线电导航 radio navigation 见电子卷。

wuxiandian gaodubiao

无线电高度表 radio altimeter 测量飞机至地面垂直距离(真实高度)的无线电仪表。它是重要的飞行仪表之一。其主要组成部件有发射机、接收机和指示器。其测高的基本原理是发射机向地面发射无线电波，经地面反射后，由飞机上接收机接收。当飞机的真实高度为H时，无线电波从发射机发出，至接收机接收所经历的时间为$\tau=2H/C$，(C为无线电波传播的速度，即光速)，只要测出这段时间，便可求出高度。无线电高度表有两种：(1)脉冲式无线电高度表，它测高的原理就是测量发射脉冲和地面反回脉冲之间的脉冲间隔。(2)调频式无线电高度表，它向地面发射的是三角波调制的连续调频波。经地面反射接收到的调频波和从发射机直接耦合过来的发射波进行混频，其差频便与高度有关，用计数器测出差频，便可换算成高度，供指示器指示。飞机着陆阶段(特别是自动着陆系统)要求高度测量比较精确(例如误差小于0.5 m)，有些无线电高度表可以满足这个要求。

(撰写：黄俊钦 审订：王占林)

wuxiandian luopan

无线电罗盘 radio compass 见电子卷。

wuxiandian yinxin ganrao

无线电引信干扰 radio proximity fuse jamming 见电子卷。

wuxiandian zhidao

无线电制导 radio guidance 见航天卷。

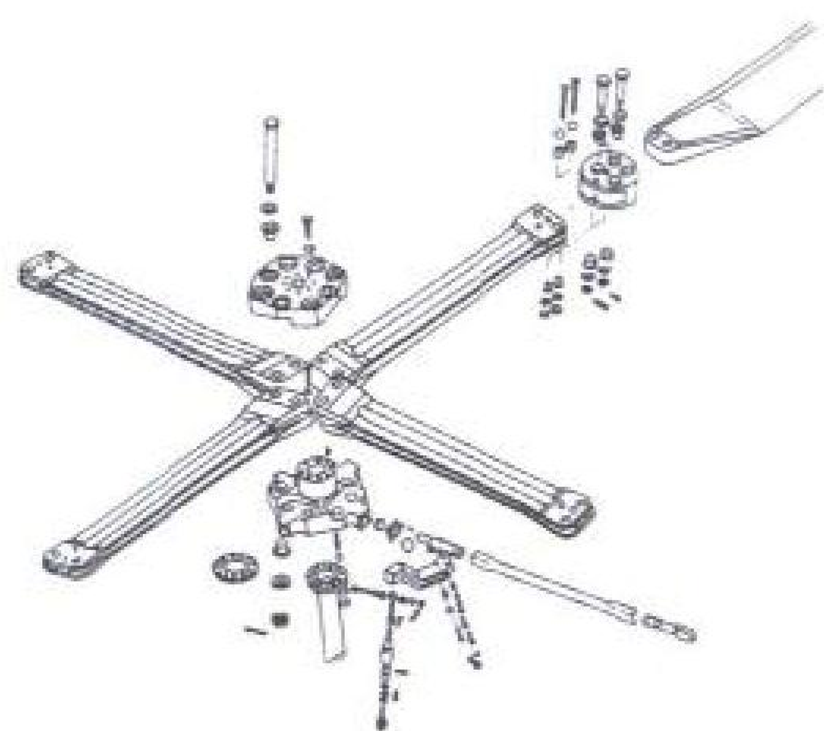
wuyuan toufangshi ganrao

无源投放式干扰 passive expendable jamming 利用投放特殊结构的无源干扰物和器材，反射或吸收电磁波，对敌电子设备进行扰乱和欺骗。它是现代战争中武器平台普遍采用的电子战手段之一，是综合电子战的重要组成部分。无源投放式干扰是通过无源投放式干扰物实现的，无源投放式干扰物通常是一次使用的，它们是：(1)箔条：反射雷达信号，产生杂乱回波遮盖目标或破坏雷达对目标的跟踪。传统的箔条是指投掷到大气中干扰和扰乱敌雷达工作的大量的金属化反射体耦极子。箔条也可以做成箔条弹或箔条火箭，投放出去后在空中形成箔条云团，既可以起压制干扰作用又可起欺骗干扰作用，用于战斗机或军舰自卫，引诱火控雷达或雷达制导导弹去错误跟踪箔条云团。(2)反射器：定向反射雷达信号，产生强回波，形成假目标或改变地形地物的雷达图像，进行反雷达伪装。反射器可以直接作为假目标和诱饵使用，可以作为机载或舰载投放式诱饵。(3)气溶胶：由十分细微的导体条、石墨丝或其他材料组成，用于散射、反射、吸收和折射电磁能量，干扰精确制导武器的导引头或遮蔽目标。(4)曳光弹：是一种烟火剂类诱饵，通常制成与箔条干扰弹相同的外形，与箔条干扰弹按比例混装，共用一部投放装置，根据干扰对象的不同发射不同的弹体。曳光弹结构简单、成本低、使用方便，是应用最广泛的一种红外诱饵。

(撰写：朱松 审订：胡民才)

wuzhouchengshi xuanyi

无轴承式旋翼 bearingless rotor 桨叶与桨毂轴套(与旋翼主轴相连的中心壳体)固接在一起且无任何轴承的旋翼。参见旋翼。

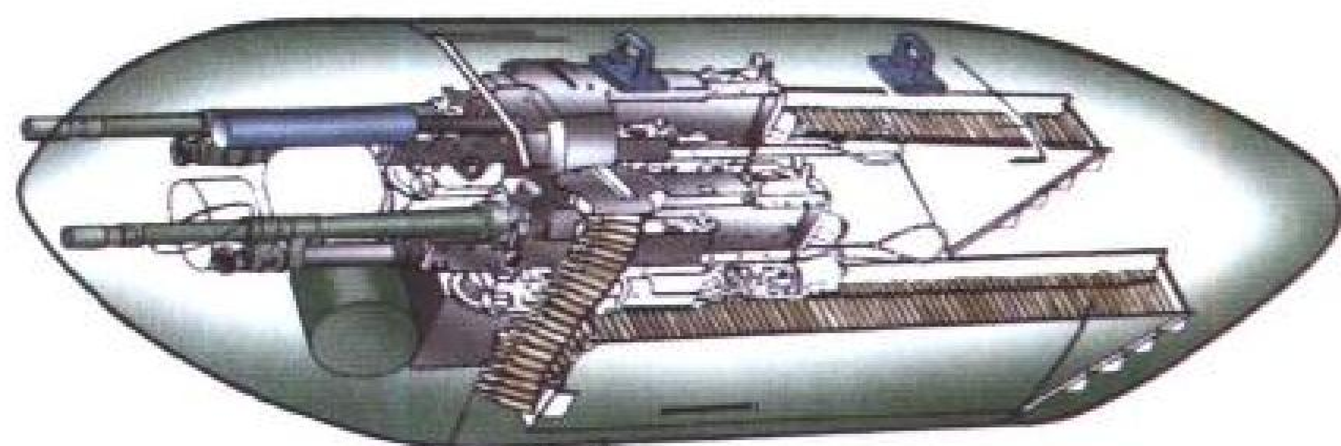


BO105直升机的无轴承旋翼

(撰写：郭士龙 审订：杨惠琴)

wuqi diaocang

武器吊舱 weapon pod 内装各种武器的吊舱。主要是机炮(枪)吊舱和含多种武器或设备的组合式武器吊舱。在越南战争之后，各国发展了多种型号的机炮吊舱，特别是适用于轻型固定翼飞机和武装直升机的轻型机炮吊舱(见图)。轻型固定翼飞机和武装直升机的武器挂点数量有限，为提高其载弹能力和多目标攻击能力，除采用复式挂弹架在单一挂点可同时挂多枚武器外，还在机炮(枪)吊舱的基础上，发展了多功能、综合化的武器吊舱，即各种组合式武器吊舱。



双管机枪吊舱

目前，武器吊舱主要向多功能、综合化方向发展，以容纳多种武器，实施多目标攻击。使用和研制中的组合式武器吊舱有下列类型：机枪和火箭弹组合式吊舱；机枪和炸弹组合式吊舱；机枪和照相枪组合式吊舱；火箭弹和炸弹组合式吊舱；炸弹和照相枪组合式吊舱。

(撰写：王祖典 审订：孙隆和)

wuqi koujing

武器口径 weapon caliber 口径是武器的重要战术技术性能指标，在武器及其运载工具的设计、生产和使用中，都是必不可少的基本数据之一。它所包含的内容，随着描述的对象不同，除表示器物圆口的直径外，还表示圆(柱)形器物的外径、长度甚至重量。其度量单位，除长度之外，还有重量。

航空机炮(枪)的口径：滑膛炮的口径为炮管内径，线膛炮的口径为炮管内两条相对应的阴膛线(来复线)之间的距离，单位为mm或in，除表示炮管粗细之外，还以口径倍数表示其长度。现代航空机炮(枪)的口径系列为5.56，7.62，

12.7、20、23、25、27、30、37 mm。20 mm以下称为航空机枪，20 mm（含）以上称为航空机炮。

炮（枪）弹和火箭弹的口径：由航空机炮（枪）射击的炮（枪）弹或由火箭发射器发射的航空火箭弹，其口径系指炮（枪）弹或火箭弹的弹体直径，单位为mm或in。线膛炮（枪）的炮（枪）弹口径，不是指弹头上的铜制或塑料制成的圆环形弹带的外径，而是指弹头本身的直径。在一般情况下，弹药与其配用的武器两者在口径上是匹配一致的。但是在某些情况下，两者也可不一致。为充分发挥航空机枪的作用，专门发展了由机枪发射的、比枪的口径大得多的各种类型的枪榴弹，其口径为40～70 mm，称之为超口径弹药。为减少机炮的弹药消耗，专门发展了射击训练用的、比机炮的口径小得多的枪弹，称之为次口径弹药。

机载导弹的口径：对于采用滑轨发射或挂架投放的机载导弹来说，现在已不用口径而用直径一词来表示弹体直径的大小。

航空炸弹口径：旧称炸弹圆径。其含义与航炮的口径或炮弹、火箭弹的口径不同，所用的单位也不同。炸弹口径是指炸弹的名义重量或标准重量，单位为千克或磅。航空炸弹的威力，主要由其口径决定。对爆破炸弹来说，用其TNT装药重量表示；对核炸弹来说，一般不用口径而用TNT当量（具有与TNT装药威力相当的TNT重量，以吨为单位）表示；也可用核炸弹的TNT当量连同其口径，即单位重量所具有的TNT当量表示。鉴于航空炸弹种类多、数量大，为了提高经济效益和作战效能，无论是炸弹的设计、生产还是作战使用，都要求炸弹口径系列化。现代航空炸弹的口径系列为1，2.5，5，10，25，50，100，250，500，1000，1500，2000，3000，5000，9000 kg。

（撰写：王祖典　审订：柯 尚）

wuqi peibei fang'an

武器配备方案　weapon configuration　不同种类、数量的武器和其他悬挂物在作战飞机和直升机上的配置方式。作战飞机和直升机的任务不同，攻击的目标不同，所用的武器和攻击方式也不同。各类作战飞机和直升机的武器配备方案各不相同；同一载机执行不同任务时的武器配备方案亦有差异。



图1　执行阻击任务时的武器配备



图2　执行远程阻击任务时的武器配备

武器配备方案包括外挂方案和内挂方案。现代战术攻击飞机和武装直升机绝大多数采用外挂方案。隐身攻击飞机采用内挂方案。战略轰炸机兼有外挂和内挂方案。武器配备方案多，战术使用的灵活性就大。现代歼击轰炸机可装备的武器种类很多，从常规炸弹、机炮、火箭弹、导弹、制导炸弹、空投地雷、水雷和鱼雷，直到战术核炸弹、核导弹，应有尽有；同时，武器挂点多，一般7～11个外挂点，一次出航攻击可携带的武器数量大，可根据具体作战任务、目标特性、防空火力、气象和地理条件等因素，选定最佳的武器配



图3　执行近距支援任务时的武器配备

备方案和攻击方式，以获得预期的攻击效果。增多武器配备方案的主要途径：一是充分利用载弹量，增加挂点数目；二是充分利用载弹容积，通过复式挂架和通用武器吊舱，在单一挂点同时挂装多个武器或多类武器。

武器配备方案的实现，需要有高效能的综合管理所有机载武器的悬挂物管理系统。它通过机载设备接口，使载机的惯性导航系统、武器投放计算系统、飞行控制系统、中央大



图4　执行反舰任务时的武器配备

气数据计算机、电气系统、环控系统同悬挂投放装置相连；通过控制显示器同载机飞行员相连；通过挂点接口与武器和其他悬挂物相连，从而，为飞行员提供在执行任务全过程中有效管理机载武器和其他悬挂物所需的通信、控制和显示功能。通过采用标准的挂点接口和机载设备接口装置以及标准形式的挂梁和挂架，适应多种类型的悬挂物和不同型别的飞机。

（撰写：柯 尚　王祖典　审订：刘永恒）

wuzhuang zhishengji

武装直升机　armed helicopter　装备机载武器系统、专用于攻击地面、水面、水下及空中目标的直升机。包括主要用于攻击地面、水面目标的强击直升机和主要用于攻击空中目标的空战直升机，或者这两种功能兼备的攻击型直升机。

武装直升机在国外也称为攻击直升机，国内由于多年形成的惯称，常称为武装直升机。其实质上是一种超低空火力平台，可携带多种武器，通常包括安装于活动炮塔中的航炮（或机枪），机身两侧短翼挂架下的对地攻击导弹（主要用于攻击装甲等目标）、火箭、空空导弹以及鱼雷、水雷、炸弹等。根据需要可以有多种不同的武器配备方案。所带武器载弹量较大，攻击火力强，能攻击包括坦克、装甲车辆、雷达



法德合作研制的“虎”式武装直升机

站、炮兵或导弹阵地、水面舰船、潜艇、地面敌群及低空飞行物等多种目标。

武装直升机在战斗出航时常采取战术贴地飞行方式，即利用地形、地物在离地很低的高度（通常在 10 m 以下）隐蔽接敌，在搜索、跟踪目标后，突然发起攻击。使其突袭性强，攻击效果好，也提高了自身的战场生存能力。

20 世纪 50 年代法国在阿尔及利亚战争中，就在通用直升机上加装武器实施对地攻击。1967 年美国在越南战争中首次使用了专用武装直升机，在丛林、山地等复杂地理条件下表现的作战能力，引起各国的重视。自 20 世纪 70 年代以来，武装直升机有了很大的发展，并在多次局部战争中发挥了重要作用，被人们称为“树梢高度的威慑力量”，成为各国陆军航空兵的主战装备。由于它在现代战争中具有重要的作用与地位，国际上都在研制发展新型武装直升机，并大量装备部队。（撰写：温清澄　审订：杨惠琴）



X yi zhishengji

X翼直升机 X-wing helicopter 以X翼作为主要升力来源的直升机。在垂直起落及悬停时，X翼是一副有四片桨叶的旋翼。在前飞达到一定速度时旋翼停转，各片桨叶处于与机体纵轴成45°的位置，成为两片前掠、两片后掠的X形固定机翼，提供所需升力。这时前进力由推进装置提供。这种形式直升机尚处于预研阶段，估计垂直起落及悬停性能接近于常规直升机，而前飞速度则明显提高，其马赫数可达到0.8以上。 （撰写：张晓谷 修订：温清澄 审订：杨惠琴）

xikongqi fadongji

吸空气发动机 air breathing engine 从航空器周围大气中吸取空气作为燃料燃烧用的氧化剂的发动机。有活塞式发动机、燃气涡轮发动机、冲压喷气发动机及脉冲喷气发动机等。它们只能作为航空器的动力在大气层中工作。它们产生的功率或推力与单位时间内吸入发动机的空气量直接有关，因而受到发动机的工作状态（转速）、航空器的飞行高度和速度以及环境大气温度和压力等的影响。

（撰写：陈 光 审订：方昌德）

xizhen

吸振 vibration absorption, vibration absorbing 通过转移振动系统能量来减弱主系统振动响应的一种技术。吸振系统一般采用附加动力吸振器的方法来减弱系统振动。动力吸振器有单自由度无阻尼吸振器、离心摆式吸振器、阻尼吸振器、多自由度吸振器、非线性吸振器、“波导”吸振器，等等。动力吸振器已广泛应用于航空器结构的振动和噪声控制工程。 （撰写：黄文超 审订：张躬行）

xibo qiti

稀薄气体 rarefied gas 气体密度很低，以致研究它的流动时不能忽略分子平均自由程影响的气体。“稀薄”是个相对的术语。气体的稀薄程度一般以气体中分子的平均自由程（气体分子在相继两次碰撞间通过的平均距离）λ和流场中物体的特征长度L的比值来说明。比值λ/L称为克努森数(Knudsen number)，通常用Kn表示。一般认为当$Kn < 0.01$时，气体的流动还属于连续介质范畴。当$Kn > 0.01$后，流动开始丧失连续介质的性质，它在物面处出现与物面相对滑动的现象，这样的流动称为滑动流。当$Kn > (3\sim10)$时，流动出现了所谓“自由分子流”状态，这时平均自由程大到使分子和物面的碰撞成为基本的现象，而气体分子间的碰撞则很稀少且远不如前者重要。在$0.1 < Kn < (3\sim10)$的范围内，存在一个滑动流和自由分子流之间的过渡区。有些文献把过渡区的流动粗略地划入滑动流；也有些文献把开始过渡的Kn值定为1。 （撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

xibo qiti donglixue

稀薄气体动力学 rarefied gas dynamics 研究稀薄气体的力学问题的一门学科。从19世纪末的麦克斯韦开始到20世纪40年代中期，稀薄气体动力学的研究限于极低速度，通常是与真空技术有关的内流问题。大约从1946年开始，考虑到飞行器有可能在很高高度和很大速度下飞行，大量的理论和实验研究集中到在稀薄气体中以极高速度飞行的物体绕流问题。钱学森在那时的研究有开拓性贡献，他归纳了许多重要问题并指出了研究方向，而事后都获得了成功的证明。飞行器在地球大气层内飞行时，设它的特征长度为3 m，则进入滑动流领域的高度约为50 km（$M=1$时）或30 km（$M=4$时），在高度大于150 km时，则将进入自由分子流领域（在任何马赫数下）。对于$M > 3$的可压缩层流边界层，在$Re < 10^5$时，要考虑滑动流效应。对于高超声速风洞的设计、运转和测量仪器，除采用很高的驻点压力外，也要考虑滑动流效应（参见稀薄气体）。

对于滑动流问题，必须计及气体在物面处相对于物面有切向相对速度等现象，这是与普通连续介质流动不同的地方。物体的气动力系数受滑动流影响的量级大致与克努森数Kn(Knudsen)的量级相同。对于自由分子流问题，由于不存在物面边界层，气体分子直接从物面反射后，在远离物面处才会与气流中其他分子相碰撞。因此，入射流的速度分布完全不受物体存在的影响，流动现象主要表现为分子与物面的相互作用。气流对物体的传热和气动力，可以分别考虑入射分子流和反射分子流对物体的作用而得到。过渡区流动介于滑动流和自由分子流之间，因此，流动分析极为复杂，现有的有关资料大多是经验性的。

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

xiliu

洗流 wash 水平直匀流受到升力面的作用，流线发生弯曲的气流。流动方向向上的气流叫做“上洗”，向下的气流叫做“下洗”。同样，在侧滑角下由于机翼环量分布的不对称，流过机翼的气流有偏斜，形成“侧洗”。在空气动力学中，升力面可以用涡线或涡面代替，所以流场中的上洗、下洗或侧洗，都可看作是涡所诱导的结果。机翼的自由涡向后拖出，如果水平尾翼处于机翼下洗作用之下，将使平尾效率降低。鸭式飞机的前翼对主翼也有类似的上洗、下洗的作用。在气动布局时，应尽量减小主翼对尾面的下洗、侧洗的影响。 （撰写：陈晏清 审订：朱一锟）

xiliu qiqiu

系留气球 tethered balloon 升空后用专门的绳索连接在地面或水面物体上的气球。系留气球的系留绳的强度要高、重量要轻，常用多股高强度合成纤维制成。为了减小升空后的迎风阻力，增强抗风能力，系留气球的外形多做成轴线与地面平行的流线型体，并在后部安装垂直尾面和水平尾面，使气球像风标那样，头部总是处于迎风位置。系留气球的升降，用专门的绞盘车拉放系留绳来进行。在长时间留空的系留气球上还需要安装防雷击的避雷针和与地面连接的电源馈

线。系留气球可用作广播通讯的中继站，也可用于空中预警等。（撰写：杨景佐　修订：任源博　审订：王道荫）

xitong chonggou

系统重构　system reconfiguration　系统部件功能的重新分配。第一，由于系统功能需求的改变，对系统部件重新配置；第二，在系统任一部件被判定为故障时，对其余部件重新分配，以恢复系统丧失的功能。系统重构是提高系统容错能力，改善系统可用性的重要手段，也是现代航空电子系统重要特征之一。系统重构有3种类型：较小重构、较大重构和降级。较小重构是改变软件的分布或改变数据的路由。典型的情况是用功能上等效的故障容错模块替代故障模块。较小重构不会引起永久性功能度的丧失。当故障不能由较小重构处理时，将导致较大重构。较大重构把一个功能重新分配到另一个可备选的部件上，或用一个降级功能替代一个功能。较大重构要求切换到一种备选的预先测试过的软件配置上，并将导致功能度的丧失。降级是当故障容错模块不可用时，或航空电子系统优先权不能保证使用较大重构时，改变分配到子系统的资源。在这种情况下，以牺牲较低优先权功能来提供高的优先权功能。重构技术不仅在航空电子系统领域，而且在网络领域也是热门的课题，许多世界著名的大公司都在积极地研究计算机网络群集计算的重构问题，以保证网络的安全性。新一代航空电子系统中，重构技术已得到广泛的应用。

（撰写：朱万年　审订：龚　诚）

xitong dingceng sheji

系统顶层设计　system top level design　从顶层对航空电子系统进行设计的一种方法，即从全局观点综合地考虑一个系统的总体布局、构成、协调、优化等问题。由于越来越多的航空电子系统和设备为完成某种特定任务装备于用途各异的飞机，因此，为了发挥这些系统的最大效能，必须从顶层对航空电子系统进行全面的、综合的、全过程的研究和设计，才能最终满足用户的需求。系统顶层设计通常包含下述内容：(1) 明确来自更上的层次（装载飞机，国家的防空体系）对所设计的航空电子系统的战术、技术要求；(2) 研究采用什么样的航空电子系统配置可以最完满地完成顶层的要求；(3) 选用上述配置的可行性和风险估计，确定风险区和降低风险的技术途径，确定应开展的可行性和预先研究课题；(4) 确定航空电子系统的硬件方框图和软件流程图，进行全系统的数字仿真，编写系统总技术规范和驾驶员操作程序（POP）；(5) 完成系统精度分析和系统误差分配；(6) 制定航空电子系统中的各分系统和设备的战术技术要求；(7) 制定组成航空电子系统的各分系统和设备的接口文件（ICD）；建立接口管理的机构，对接口文件的任何更改和修订进行跟踪；(8) 制定对航空电子系统的后勤保障文件，对外场级和内场级的维修设备提出详细的技术要求，并落实承制单位；(9) 费用分析（研制费用，采购费用和全寿命费用）。

（撰写：许伟武　审订：金德琨）

xitong jiegou

系统结构　system architecture　航空电子系统的配置。自20世纪70年代起现已经历了3种系统结构的发展阶段，即“分立式”、“联合式”和“综合式”系统结构。每一阶段都标志着航空电子的一代水平，极大地影响着航空电子系统技术的发展。衡量系统结构的主要指标为：(1) 共享航空电子资源的能力；(2) 计算机体系结构、接口标准和互连技术；(3) 系统的全寿命周期费用，尤其是开发费用；(4) 可扩展能力；(5) 支持系统的模块化，标准化，通用化和可靠性、维护性、可测试性；(6) 支持开放系统的概念和民用技术的应用。合理的系统结构可使系统能更好地利用信息和设备的能力，使各航空电子系统能自动、协调操作，有利于降低系统敏感性，提高飞机生存力。

（撰写：陈若玉　审订：龚　诚）

xitong shibie

系统识别　system identification　在系统输入和输出数据的基础上，从一组给定的模型中确定出一个与所测系统等价的模型。识别的实质就是从一组模型类中选择一个模型，依某种准则使之能最佳地拟合出欲求系统实际过程的动态特性。系统输入输出数据、模型类、等价原则是系统识别的3大要素，而数据是识别的基础，准则是优化目标，模型类是寻找的范围。系统识别的基本方法有：阶跃响应法、脉冲响应法、频率响应法、相关分析法、谱分析法、最小二乘法、梯度校正法、极大似然法和模型参考法等。系统识别已在系统建模、自适应控制、信号处理、系统故障检测和预报中得到很好的应用。（撰写：王宗学　审订：王占林）

xiguan lixue

细观力学　mesomechanics, micromechanics　从细观尺度研究物体内部材料、微结构与缺陷的几何表征、变形运动及演化规律的力学。其目标在于发展由细观向宏观过渡的平均化方法和建立宏观量与细观量之间的力学关系。细观力学的主要任务是研究材料细观结构演化及其对宏观力学行为的影响规律。细观尺度因研究材料和微结构的对象不同而异，可以是微米、米、甚至几百米的量级等，例如金属的晶粒与细观空洞、高分子材料的分子链、复合材料中的纤维与夹杂、生物组织中的细胞，以至地质材料的断层等。

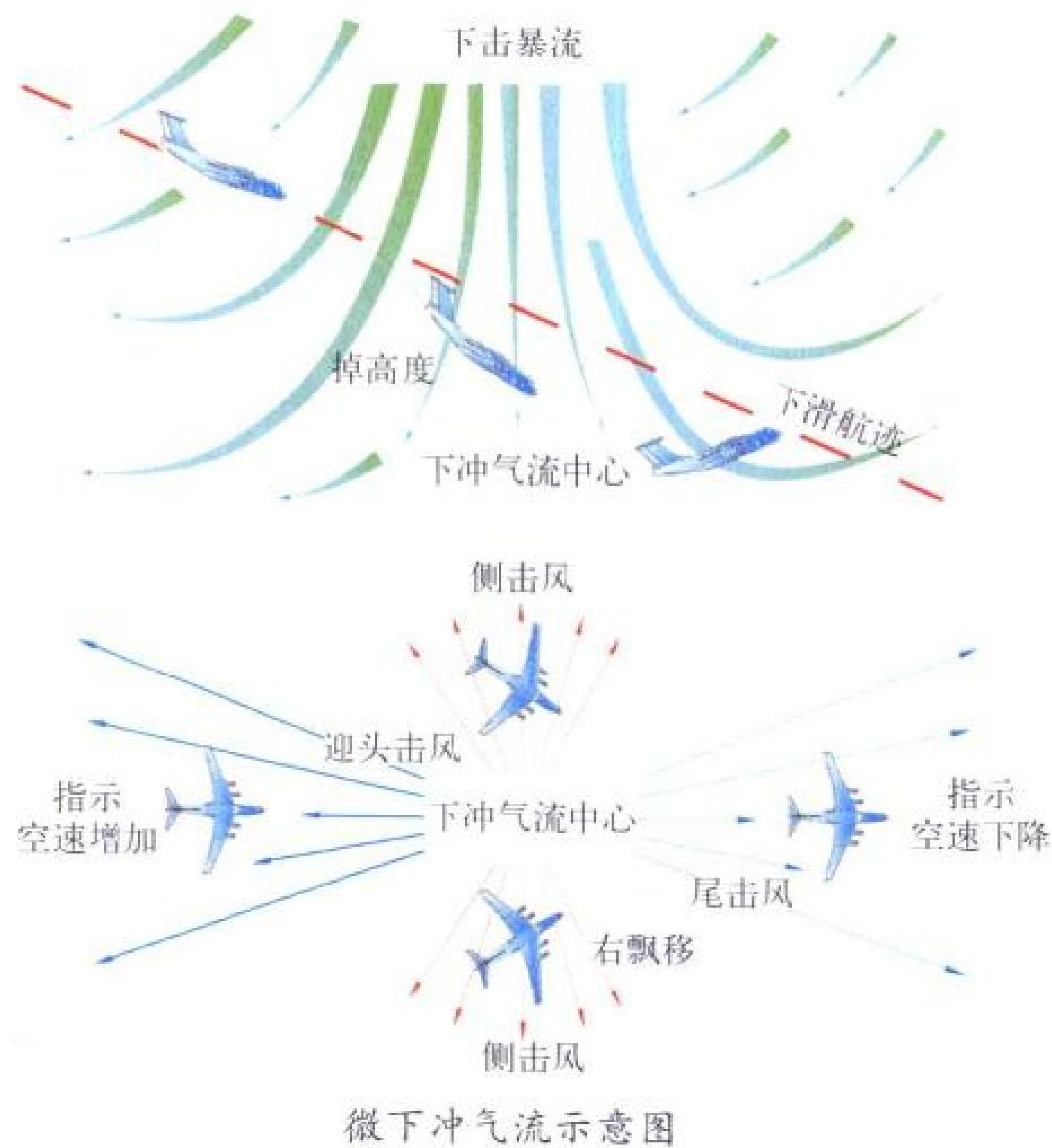
材料科学界研究材料的微结构对其宏观力学行为的影响已有较长的历史，大多是经验性的。最近一二十年国际力学界才逐渐使用“Micromechanics”这个新的力学分支学科名词，曾译为“微观力学”。后来根据国内力学界通常关于微观和细观涵义的区别，译称细观力学（Mesomechanics）。

细观力学是固体力学和材料科学沟通与结合的纽带。它是将理论力学、损伤与断裂理论、计算力学和实验力学、材料物理理论和近代物理实验手段有机地结合起来的一个新兴边缘学科分支，将为发展新材料和微结构元件提供定量的力学理论依据和描述，建立有细观层次物理基础的本构理论，深化对材料从变形到破坏阶段的认识，建立宏观与微观统一的破坏理论，推动固体力学基础理论的深入发展。由于细观力学是新的力学分支，对一些基本问题的提法与理解尚未统一。（撰写：郑长卿　审订：郦正能）

xiachong qiliu

下冲气流　downburst　又称下击暴流。大气中一种突发性的强下降气流。其下降速度不小于3.6 m/s，最大可达20 m/s以上。它是一种小尺度天气现象，产生于雷暴等强对流天气条件下。根据下冲气流单体直径的大小，可分为4 km以下的微下冲气流和4 km以上的宏下冲气流。下冲气流是一种对飞机起降飞行危害极大的危险天气，其中尤以微下冲气流的危

害更甚。微下冲气流单体范围内的强烈下降气流和与之相伴随的低空风切变，可使飞机偏离正常航迹甚至失去升力而坠毁。根据一些实测资料，微下冲气流按有无降水和是否接地，可分为干、湿和接地、空中等类型。对于接地的微下冲



微下冲气流示意图

气流，当它向地面冲泻时，四周还会产生强大的外流辐散气流，其水平风速会在几分钟内迅速增大，增值幅度最高可达50 m/s左右；外流辐散层的垂直厚度一般在地面上方1 km的范围内。另外，微下冲气流还常以几个成簇的形式出现，最多时1日之内可出现8个微下冲气流单体。

（撰写：王学永　修订：王吉昌　审订：薛顺来）

xiafanjiao

下反角　cathedral angle, anhedral angle　负的上反角。与上反角相反，下反角是翼梢相对翼根向下垂。机翼的下反角有减小飞机横向静稳定性的效应。后掠机翼在做有迎角的侧滑时，是横向静稳定的，它所提供的横向静稳定性的大小，与后掠角和迎角成正比。当大后掠角机翼提供的横向静稳定性过大时，常采用机翼下反来抵消。

（撰写：航　科　修订：任源博　审订：赵秀丽）

xiahuadeng

下滑灯　glide path light　又称进场信号灯。引导飞机下滑进入跑道的灯。设置在端保险道外，均匀布置在跑道中线延长线上，自保险道端部边缘，至距跑道端1000 m的范围内。根据地形的需要可将灯具装在高杆上，从距端保险道头50～100 m处开始，每隔50 m或100 m设一灯，每端设11只以上。灯光为红色。采用探照型灯，面向着陆方向发光。由灯光变电站控制。　（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

xiashi xianshiqi

下视显示器　head-down display (HDD)　安装在飞机仪表板上采用阴极射线管、液晶或其他电子器件显示字符、图像的综合显示器。它可以是电子指引地平仪、垂直情况显示器、水平情况显示器及多功能显示器等。利用下视显示器的周边键可以装订和显示飞行任务管理、武器外挂、发动机、燃油系统、电源系统、飞机传动系统、应急程序、排故程序和维修程序的图形和清单，还能够显示雷达、红外、电视、电子对抗等系统的信息。　（撰写：陆虎敏　审订：顾世敏）

xianjin ziwei ganrao xitong

先进自卫干扰系统　advanced self-protection jammer (ASPJ)　用于飞机自卫的能对付各种威胁的先进防御电子干扰系统。可在现代密集信号环境中同时对付多个威胁，能对付捷变频、连续波或高占空比的脉冲雷达和隐蔽扫描雷达及采用复杂调制波形信号的先进雷达。先进自卫干扰系统的典型代表是美国的AN/ALQ-165，它是美国海军和空军联合研制的一种设备，安装在F/A-18、F-14D、F-16飞机和AV-8B的吊舱中。该系统的工作频率为0.7～18 GHz，其主要特点是由计算机进行全面功率管理，电磁威胁告警和干扰均由计算机控制，反应时间短；具有多工作状态：脉冲、连续波、杂波、转发式和应答式干扰；能覆盖全波段；可重编程以适应新出现的电磁威胁。该系统是目前世界上性能最好的在役机载自卫干扰机。美国海军正在研制能对付下一代射频威胁的自卫电子战系统——综合防御电子对抗系统IDECM，拟以其取代现有的AN/ALQ-165。美国空军、海军为F-22作战飞机正在研制综合电子战系统(INEWS)，其工作波段延伸到光电范畴。　（撰写：王　燕　审订：胡民才）

xianchang xiuli

现场修理　on-site repair　航空装备或其部件在外场就地进行的修理，含战场抢修。对常规修理来说，现场修理是对小故障的排除和对小损伤的修复。



飞机的现场修理

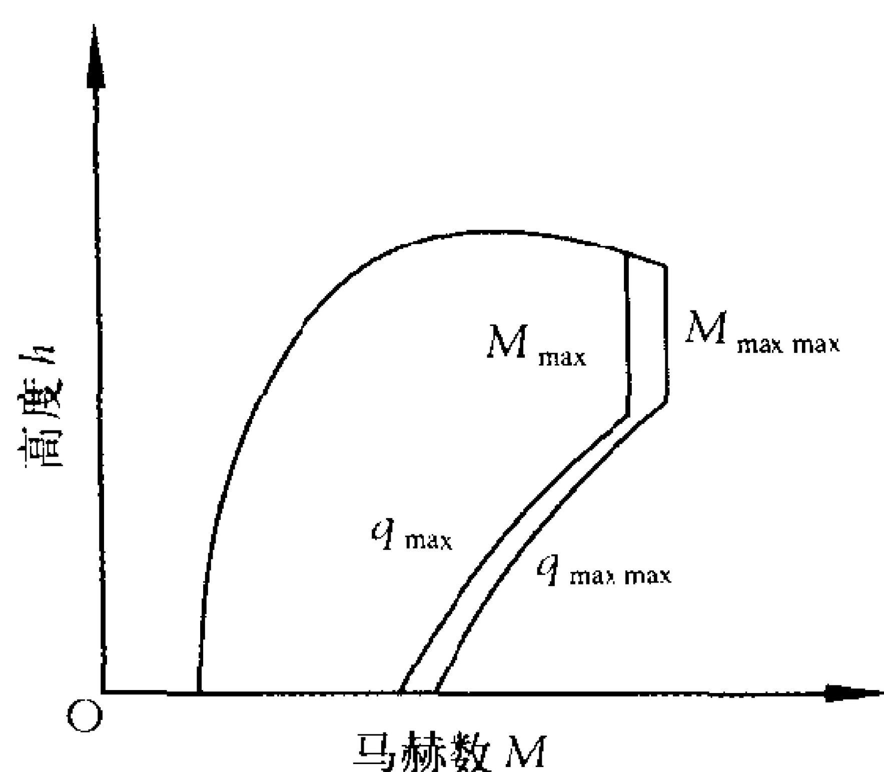
（撰写：王立群　审订：姬永兴）

xianzhi suya

限制速压　limiting dynamic pressure　等于运动气体当地密度ρ和速度V平方乘积之半，即速压$q=\rho V^2/2$。使用限制速压q_{max}和使用限制马赫数M_{max}，是由使用部门根据使用要求确定的允许正常使用的最大速压。对应于q_{max}的速度V_{max}是正常使用中的最大许用速度。

q_{max}和M_{max}分别加上适当的裕量即被定义为强度刚度设计的限制速压$q_{max\,max}$和强度限制马赫数$M_{max\,max}$，是飞机强度和气动弹性分析的重要参数。在确定$q_{max\,max}$和$M_{max\,max}$时，对不同类型飞机，应考虑不同的特点。对于歼击机，应考虑颤振、气动加热、进气道和发动机强度等因素的影响；对于运输机，应考虑操纵稳定性、发动机状态、颤振和抖振等因素的影响。通常，飞机在中低空飞行时其$q_{max\,max}$主要受

强度和气动弹性的限制；在高空飞行时，$M_{max\,max}$ 主要受其操纵稳定性和结构热强度的限制(见图)。



限制速压和限制马赫数示意图

(撰写：何君毅　审订：郦正能)

xianzhi zaihe

限制载荷　limit load　又称使用载荷。飞机正常使用中允许承受的最大载荷。由使用部门按战术技术要求及强度规范确定使用载荷系数 n，并根据飞机设计重力 W 确定使用载荷 P，即 $P=nW$。在该载荷作用下，飞机上任何结构的应力不得超过屈服应力，不得产生妨碍飞机正常运动的有害变形，卸载后不遗留有害的残余变形。

(撰写：航　科　审订：何君毅)

xianzhi zaihe shiyan

限制载荷试验　limit load test　又称使用载荷试验。试验载荷最大加到限制载荷的飞机静强度试验。由于限制载荷是飞机正常使用中可能遇到的最大载荷，作为其地面模拟试验，通常有相当多的测量点以获得挠度与应变的分布信息，以及测量它们与载荷关系的线性程度。

试验时缓慢加载且分若干级，在每级载荷下进行挠度与应变测量，以及检查操纵系统的灵活性，一直加到限制载荷并测量、检查，还经常会有重复性试验。经历了限制载荷试验的试件上不应留有超出规定的残余变形。

(撰写：张躬行　审订：何君毅)

xianxing lilun

线性理论　linear theory　在固体力学理论中，在材料本构关系与几何关系中均忽略了非线性项，假定应力与应变，位移与应变均呈线性关系，这样导出物体的最后控制方程是线性的微分或代数方程，这种理论称线性理论。本构关系的线性假设就是著名的胡克定律，而小变形理论导出的几何关系及其派生出的协调方程是几何关系的线性理论。对广大工程结构大多数工作环境下，线性理论满足了工程分析的需要。该理论远比非线性理论简单，计算工作量小，它也是非线性理论与分析方法的基础，因而线性理论有着十分重要的实际与理论意义。固体力学最老的分支，如材料力学、弹性力学、结构力学大部分的内容均建立在线性理论的基础上。

(撰写：何君毅　审订：张躬行)

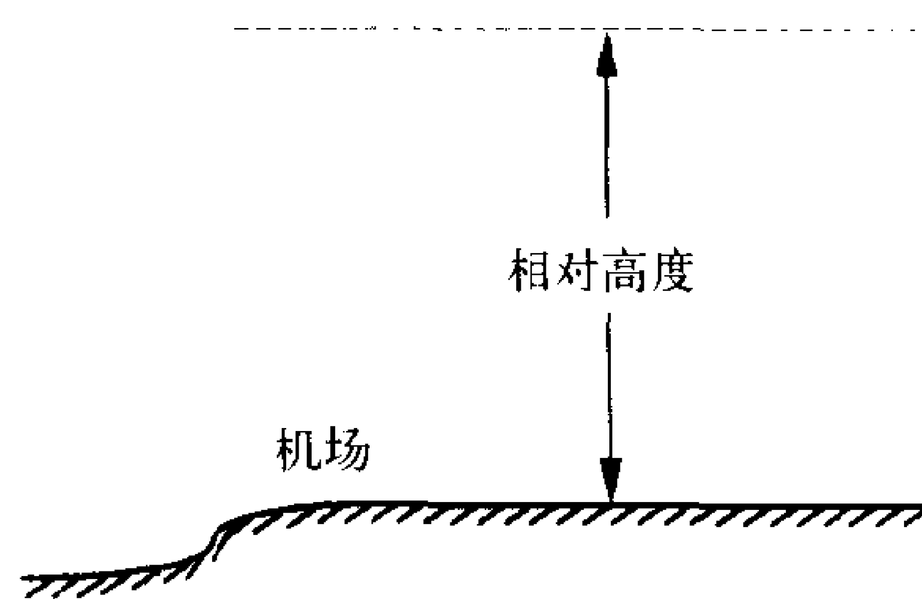
xiangdui daohang

相对导航　relative navigation　相对导航是对绝对导航而言的。绝对导航，导航系统确定的是航行器在地球上的位置，更准确地说是在地理坐标系中的坐标，即地理经度、纬度和高度。相对导航要确定的是航行器与导航台站之间的或航行器相互之间的相对位置。典型的相对导航系统如用于战术作战的联合战术信息分配系统(JTIDS)，确定的是系统中各成员(包括飞机，舰船，战车，部队，士兵)间的相对位置。战术作战时，集团成员间的精确位置比起它们的地理经、纬度更为重要。再如飞机进场着陆系统——仪表着陆系统(ILS)和微波着陆系统(MLS)要确定的是飞机相对于下滑路径的横向和垂向偏离，而并不关注飞机的地理经、纬度。相对导航所使用的坐标系，常与地理坐标无固定的联系。如在联合战术信息分配系统中使用的坐标系是系统中导航控制者成员和位置基准成员构成的相对坐标系。系统的时系也是由系统中时间基准成员的时钟建立的相对系统时。着陆系统的坐标系则是由方位台和下滑台建立的跑道坐标系。相对导航常利用相对测量，如测量相对距离或伪距，进行相对定位，亦称为差分定位。这种测量和定位方式可大大削弱系统中一些强相关性的误差，因而相对导航定位的精度要比绝对导航定位的精度高。这也就是差分系统的定位精度比非差分系统高的原因。

(撰写：谈展中　审订：李四海)

xiangdui gaodu

相对高度　relative altitude　飞行中航空器相对于某一指定地点(如机场、靶场)的高度，即航空器相对于某一指定地点的垂直距离(如图所示)。通常，航空器在起飞和着陆时需要知道航空器与机场的相对高度。



相对高度示意图

(撰写：邵　箭　修订：李志强　审订：赵　杰)

xiangdui shidu

相对湿度　relative humidity　空气中实际所含水汽密度与同温度下饱和水汽密度的百分比值。由于在温度相同时，水汽密度与水汽压成正比，所以相对湿度也等于实际水汽压与同温度下饱和水汽压的百分比。相对湿度间接表示空气饱和的程度。常用下式表示

$$f=\frac{e}{E}\times 100\%$$

式中 f 为相对湿度；e 为水汽压；E 为同温度下的饱和水汽压。

(撰写：王吉昌　审订：薛顺来)

xiangsilü

相似律　similarity laws　在一定的理论近似条件下，仿射相似物体的空气动力特性间的联系规律。仿射相似物体是指两物体沿每一个坐标方向的物形坐标成比例，但三个坐标方向的比例因子可以不同。相似律有如下几种：

(1) 在亚声速线化小扰动理论中的一般相似律——格泰特法则：如果两仿射相似机翼的 βA 相同、$\beta\bar{t}$ 相等，这里 $\beta=(1-M_\infty^2)^{1/2}$，$M_\infty$ 为自由流马赫数，A 为机翼展弦比，$\bar{t}$ 为机翼相对厚度，则两机翼对应点的 β^2C_p 相同。这里压力系数 C_p 是压力和自由流压力之差对自由流速压之比；应用于旋成

体机身时，设 δ 为机身横截面直径和长度之比，当两仿射相似机身的 $\beta\delta$ 相同，则对应点的 $\beta^2 C_p$ 相同。对于扁平机翼，C_p 与相对厚度 $\bar{t}$ 或迎角 α 成比例，上述格泰特法则又可简化为与普朗特—葛劳渥法则相联系的相似律：只要两仿射相似机翼的 βA 相同，而 $\bar{t}$ 与 α 也相同，则对应点的 βC_p 相等。如果用 C_L 表示升力系数，则两机翼的 βC_L 也相等。

(2) 在超声速线化小扰动理论中的相似律与亚声速情形相同，但 β 的定义应改为 $\beta=(M_\infty^2-1)^{1/2}$。

(3) 冯·卡门于 1947 年首先提出跨声速相似律。在跨声速小扰动理论中，若两仿射相似机翼的 $(1-M_\infty^2)^{1/2}/[(\gamma+1)M_\infty^2\bar{t}]^{1/3}$ 和 $A[(\gamma+1)M_\infty^2\bar{t}]^{1/3}$ 相同（γ 为气体的比热比），则对应点的 $[(\gamma+1)M_\infty^2]^{1/3}C_p/\bar{t}^{2/3}$ 相等。对 $M_\infty>1$ 的跨声速流动情形，上述 $(1-M_\infty^2)^{1/2}$ 应改为 $(M_\infty^2-1)^{1/2}$。

(4) 钱学森于 1946 年首先提出高超声速相似律：在高超声速小扰动近似下，对相同介质气体和两仿射相似的尖头细长物体，当 $M_\infty\delta$ 相同时，对应点的 C_p/δ^2 相等。

相似律可将一种马赫数下的计算或试验结果推广应用到仿射相似物体的其他马赫数情形；用相似律整理计算结果和试验结果图线，可以减少参数数目，从而大大减少图线的数目。因而相似律应用很广。（撰写：黄明恪　审订：张仲寅）

xiangsixing

相似性　similarity　两个规模不同的物理现象，例如模型流场与实物流场，其对应参数的比值（包括空间范围和时间过程）完全一致的特性。在空气动力现象的物理模拟中，有三种不同的相似性：几何相似，运动相似和动力相似。几何相似即两流场间相互对应的两点距离之比（包括外边界）为一常数；运动相似即两流场中相互对应的两点处速度之比为一常数；动力相似即两流场中相互对应的两点处作用力之比为一常数。如何保证绕几何相似模型的流动与真实现象相似，并可将试验结果转换到实物上去，依据三个基本的相似定律：

(1) 一种现象各变数之间的关系，可以化为各相似参数之间的关系，即 π 定理。

(2) 若两个现象相似，则其相似参数相等。

(3) 如果两现象中的单值性条件（例如物体的几何参数、时间过程、初始条件和边界条件等）相似，并且从这些条件得出的相似参数也相等，则这两个现象相似。

（撰写：范洁川　审订：忻鼎定）

xiangsi zhunze

相似准则　similarity criterion　若对应的相似参数数值相等且满足单值条件，则两个现象相似。此断言称为相似准则。现象中的各参数可组成无量纲参数。判定现象相似的依据是无量纲参数，即相似参数。在设计和安排试验时，为保证试验与真实现象相似，应尽量使其相似参数相等。在空气动力学实验中，描写两个流动相似的相似参数主要有雷诺数和马赫数等。对某一具体情况，并非所有的相似参数都具有同等重要的意义。要保证所有的相似参数相等也是困难的。例如，研究粘性流动要保证雷诺数相等，研究可压缩流动要保证马赫数相等，等等。　（撰写：范洁川　审订：忻鼎定）

xiangxi mushi jiancha

详细目视检查　detailed visual inspection　对飞机的重要结构项目或特定的系统机件的细微损伤、故障或不正常迹象的近距离目视检查。它是飞机结构 3 个检查等级中的中间等级的检查。它在日光或灯光下进行，有时需要使用镜子、手持低倍放大镜等辅助工具，或需要预先清洁待检查的表面。在检查内部或高位的结构件或系统机件时，可能需要的准备工作和（或）登高设备同一般目视检查。　（撰写：王立群　审订：曾天翔）

xiangkongzhen tianxian

相控阵天线　phased array antenna　见电子卷。

xiangwei yu xiangweicha

相位与相位差　phase and phase difference　相位也叫相位角（phase angle）。把周期振动的一个周期定为 360° 或 2π 弧度，在时间历程上确定一个点为 0°，其他点的角度称为该点的相位角。一个周期振动的时间历程上不同点的相位之差，称为相位差。对于频率相同的两个振动，以一个振动的 0° 点为基准，另一个振动上相对应的点的相位角之差，称为这两个振动的相位差。　（撰写：管　德）

xiaosheng jiegou sheji

消声结构设计　design of structure for noise elimination　旨在衰减或阻碍空气动力噪声传播的结构设计方法。飞机使用中，空气动力噪声主要来自发动机进气、排气噪声，喷气流噪声以及空气动力表面边界层脉动压力引起的噪声。对于这类噪声的消除或阻碍其传播，在结构设计时，需同时考虑三个方面的因素，即声学性能、空气动力特性和结构性能。良好的消声结构设计应是上述三个因素综合考虑的结果。

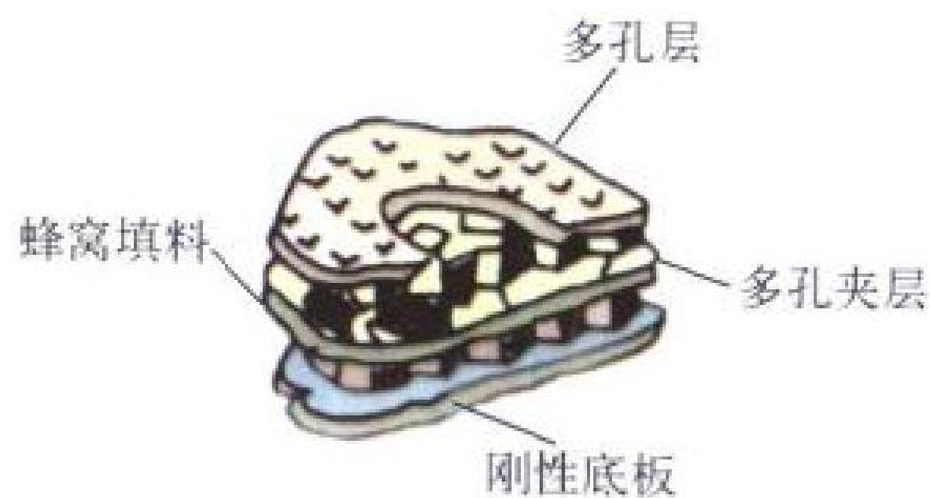


图 1　消声层结构

飞机消声结构设计中，常见的方法是在空气动力性噪声严重的部位，如发动机短舱内侧壁表面等，布置消声层。消声层由层状结构组成，外层（暴露于气流表面层）用多孔材料制成，里面是蜂窝结构（见图 1）。蜂窝结构的蜂窝孔用作消声的腔室。发动机短舱消声层布置如图 2 所示。短舱内采用消声层可降低涡轮风扇发动机噪声 10～13EPN（有效感觉噪声级）dB。这种消声结构布置须与发动机及其涵道比相匹配。如涡轮喷气发动机和涵道比不大的涡轮风扇发动机的短

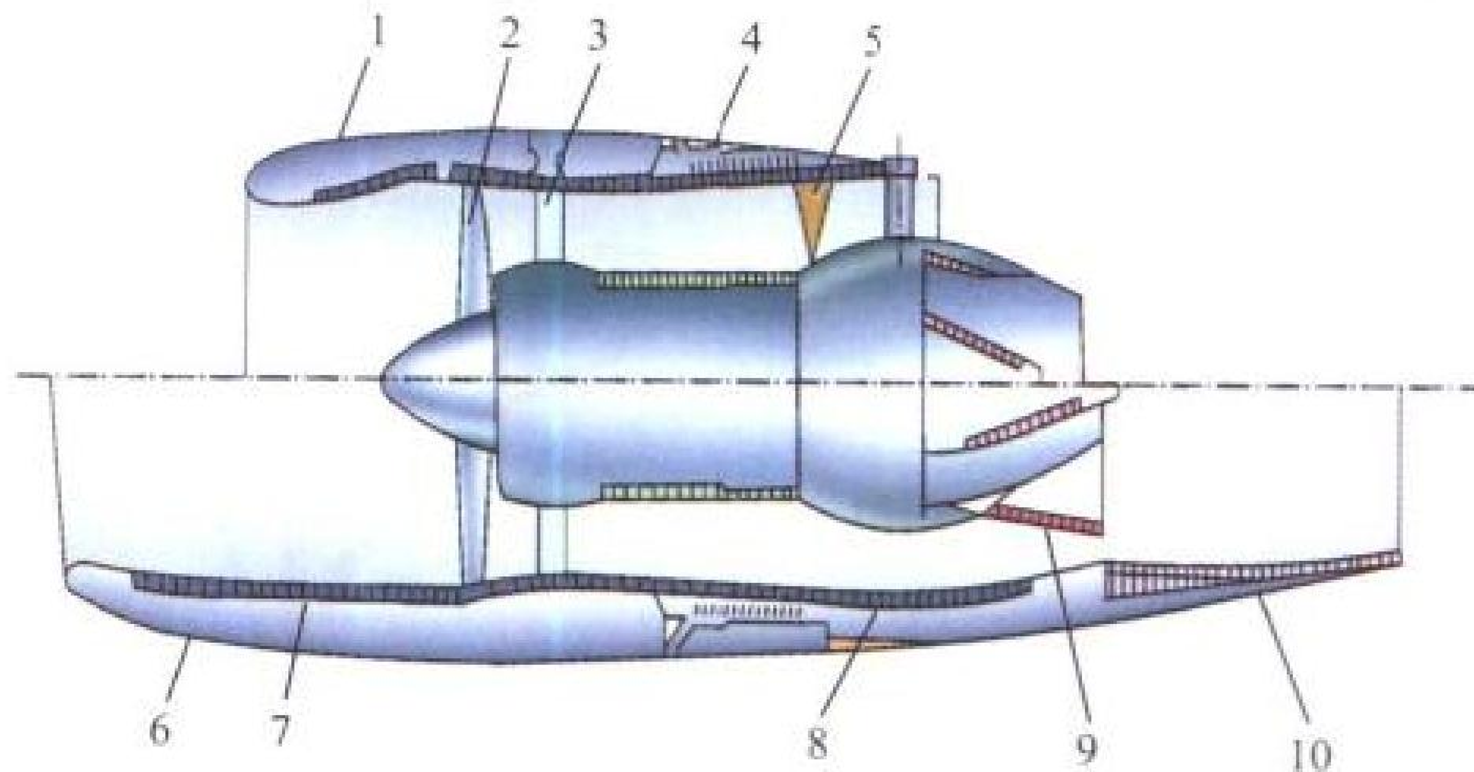


图 2　涡轮风扇发动机短舱消声层的位置和布置特点

1—现代大涵道比涡轮风扇发动机的短舱；2—不带进气导向器的单级风扇；3—导向器；4—风扇反推力栅门；5—反推力调节片；6—短舱可能的改型；7—加长的进气道消声层；8—加长的外涵道消声层；9—混合器消声层；10—加长的尾喷管消声层

舱，加装消声层效果不显著。对于喷气流噪声，采用如图3、图4所示的发动机喷嘴形式，可获得较好的消声效果。

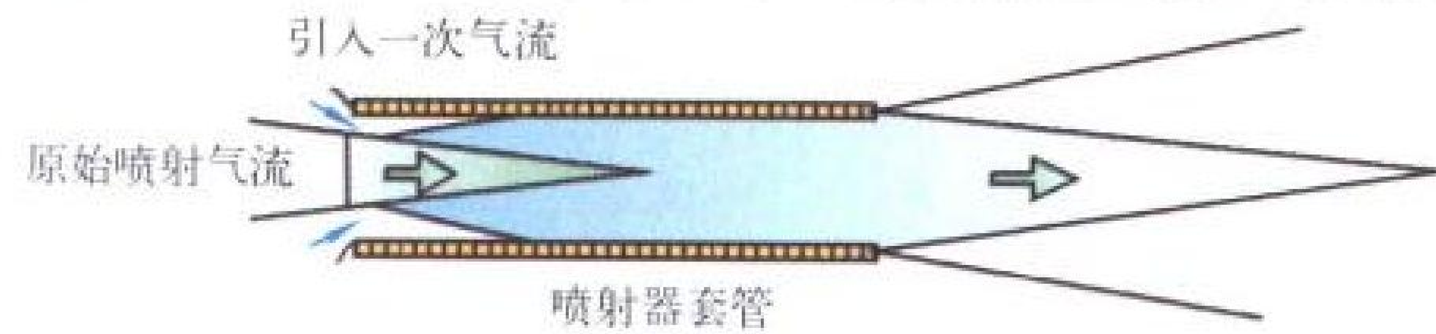


图3 套筒式引流喷射器消声喷嘴

涡轮风扇发动机短舱设计中，在结构重量允许的情况下加长进气道和喷管的长度(见图2下半部分)，也能达到降低噪声的效果，通常可降低3～5 EPN dB。

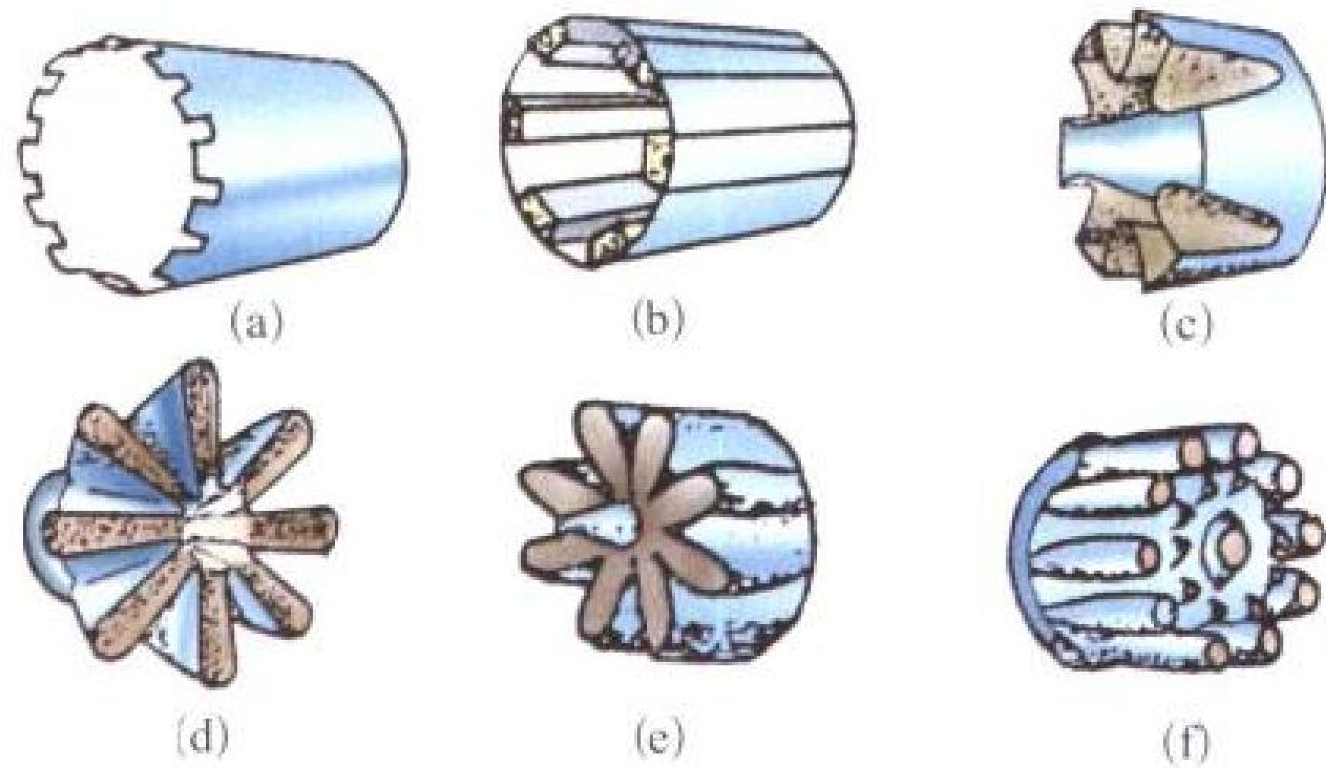


图4 各种不同形状的消声喷嘴

(撰写：吕国志　审订：何君毅)

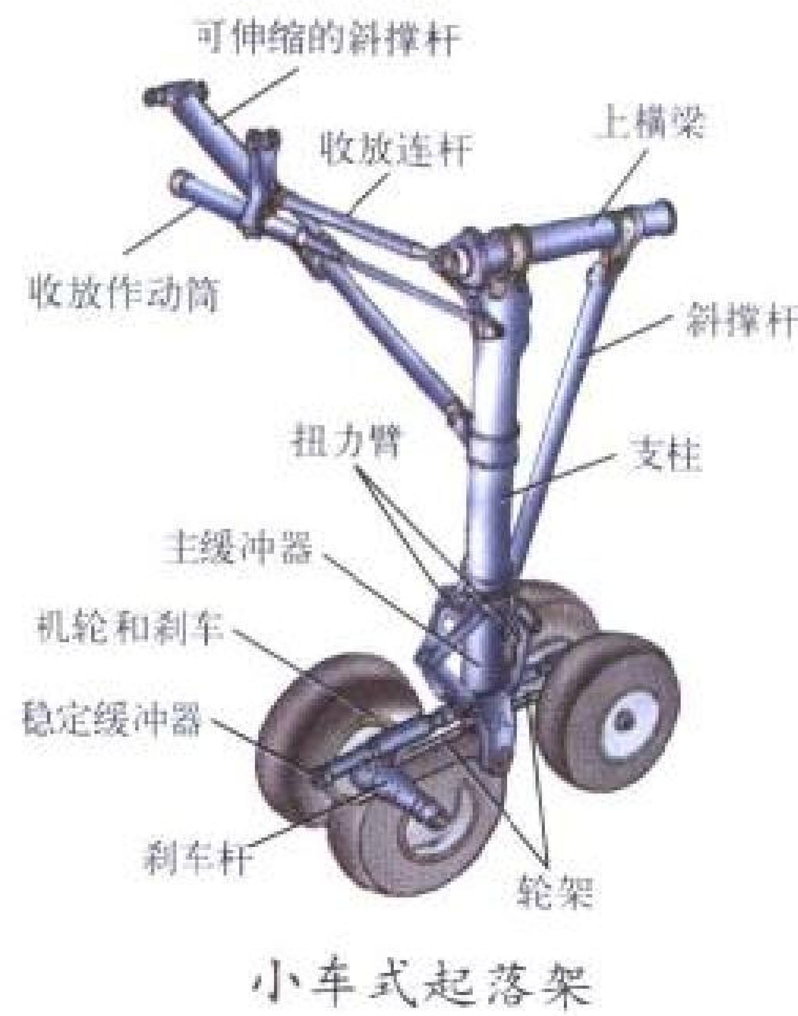
xiaoshengshi

消声室　anechoic chamber　一种用来模拟自由声场的声学实验室。它的形状一般为长方体，其尺寸依据实际需要而定。其周壁具有良好的隔振和隔声设施，以隔绝周围传来的环境振动和环境噪声。室内各壁面(包括顶面和地面)均铺设一层具有宽频带、高吸声系数(通常大于0.99)并带有吸声“尖劈”的吸声材料层。同时，吸声材料层与刚性墙之间还设置空腔，提高吸收低频噪声的能力。这样，接收点接收的声音只有直达声而无反射声，从而建立自由声场。消声室主要用来测量材料和结构的隔声性能。

(撰写：吕国志　审订：张躬行)

xiaocheshi qiluojia

小车式起落架　bogie landing gear　将多个机轮装于车架上，通过车架再连接至支柱下端的多轮起落架。重型飞机为了减少机轮对地面的压力，常采用这种起落架。主要结构形式为：起落架承力支柱的下端铰接一个车架装置，车架上前后纵列排列着4或8个，甚至更多的机轮。车架与支柱间通常装有阻尼减震器，用以减缓由于跑道不平导致的车架俯仰振动。为了平衡刹车时引起的对车架上一组前轮的附加载荷，一般在车架上装置一组刹车平衡杆机构，将刹车不平衡引起的载荷传递到支柱上。



小车式起落架

(撰写：杨国柱　修订：赵秀丽　审订：任源博)

xiaoxing feiji

小型飞机　small aircraft　见轻型飞机。

xietiao fangcheng

协调方程　compatibility equations　又称变形协调条件。由固体力学几何方程导出的方程。固体力学属连续介质力学分支，连续介质力学一个基本假设是物体在变形前、后均是连续体，无空隙与间断(断裂力学是有条件的)。协调方程能保证这一条件。物体变形用各质点相对位移，即应变表示。一点位移有3个分量而却有6个应变分量，因而应变分量并不是完全独立的，有着相互间的关系，这个关系用数学表达就是协调方程。它是一组六阶联立偏微分方程组，是数学弹性力学基本方程之一。应该说在当前用得最广的以位移模式为基础的数值解法中，所用的连续性条件是直接使用几何方程而不用协调方程，只要位移是连续函数就保证了物体的连续性条件。

(撰写：何君毅　审订：张躬行)

xietiao jiazai

协调加载　synchronized loading, proportionally loading　又称同步加载。在多点加载的结构试验中，各加载点按预定的要求以不同的加载速率同时达到规定的载荷值，以实现对真实受力状况的试验模拟。早期全机静力试验中，加载点为数不多，靠人指挥，手动加载，依赖训练有素的操作员方可达到基本的协调要求。随着技术的发展，要在数十个加载通道之间较好地满足协调性要求，只能依靠电子计算机的实时控制来实现。简单地说，就是靠计算机随时对接口设备传给它的信号进行采样、识别与处理，根据预置的程序决定优先为哪个设备服务。目前广泛使用的多通道液压伺服计算机辅助试验系统，能够很好地满足飞机多点加载静力试验的要求。

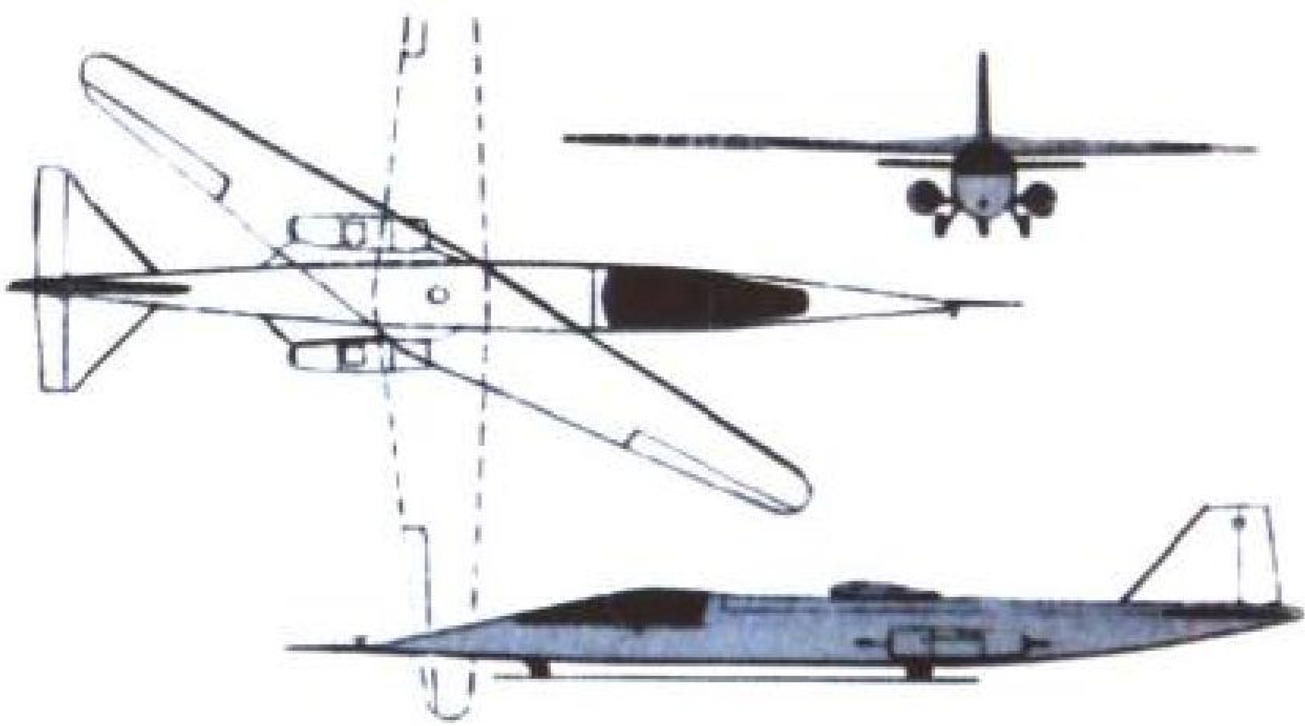
(撰写：张躬行　审订：何君毅)

xiejiyi

斜机翼　oblique wing　见斜翼机。

xieyiji

斜翼机　oblique wing aircraft　左右两半翼为一整体且可绕机身垂直枢轴转动的飞机。在原理上它与变后掠翼飞机相似。飞机在起飞、着陆和低速飞行时，机翼位置如图中的虚线所示，相当于平直机翼，这时机翼展长最大，诱导阻力小，升力系数大，起飞着陆和低速飞行性能好。飞机以高亚声速和超声速飞行时，机翼可绕枢轴转动某一角度(图中实线位置)。这时，一侧机翼前掠，另一侧机翼后掠，都可以



AD-1单座斜翼验证机

推迟激波的产生，从而减小阻力、提高巡航时的升阻比，降低油耗。斜翼机与变后掠翼飞机的区别是当左半翼处于后掠位

置时，右半翼则前掠。机翼在斜翼位置时，整个飞机横截面面积沿机身轴的分布较后掠翼飞机均匀，近于流线旋成体，更符合跨声速/超声速面积率分布，因而零升波阻较小。斜翼机左右半翼连成一体，简化了机翼与机身的连接结构，但是固定刚性较差。此外，在斜置位置上左右半翼不对称，还会由滚转操纵引起俯仰和偏航运动。20 世纪 70 年代末美国研制了 AD-1 小型斜翼验证机，机翼斜置角变化范围从 0°～60°，总重 726 kg。（撰写：乔 新 审订：赵群力）

xiedanping

卸弹坪 unloading area 也称退弹坪。(1) 供军用飞机退出航空机关炮（枪）弹的场地。通常设在跑道两端靠近起飞线停机坪的适当地点。作战或空靶训练的飞机着陆停车后，首先要在卸弹坪由军械人员将机载炮（枪）弹从炮（枪）内退出后，才能作牵引和进行机务准备，以防发生事故。图为军械人员



军械人员在卸弹坪退出炮弹

在卸弹坪退出了炮弹。(2) 带弹着陆的军用飞机卸下炸弹（导弹）的专用场地。要求设置在距其他飞机与建筑物规定距离的位置。（撰写：王立群 审订：陈志伟）

xieheqiang

卸荷腔 balance cavity 又称平衡腔。用以减少作用于燃气涡轮发动机转子止推轴承上轴向力的装置。通常设在压气机转子前、后端，分别称为前、后卸荷腔。前卸荷腔中通以高压空气，后卸荷腔与外界大气相通。

（撰写：陈 光 审订：陈大光）

xingainian hangkong jipao

新概念航空机炮 new concept aircraft gun 突破传统航空机炮的旧概念而以崭新机理问世的一系列航空射击武器，如液体炮、气体炮、电磁炮、激光炮、等离子体炮、微波束炮、粒子束炮。

传统航空机炮是以固体发射药为动力，推动炮膛内的子

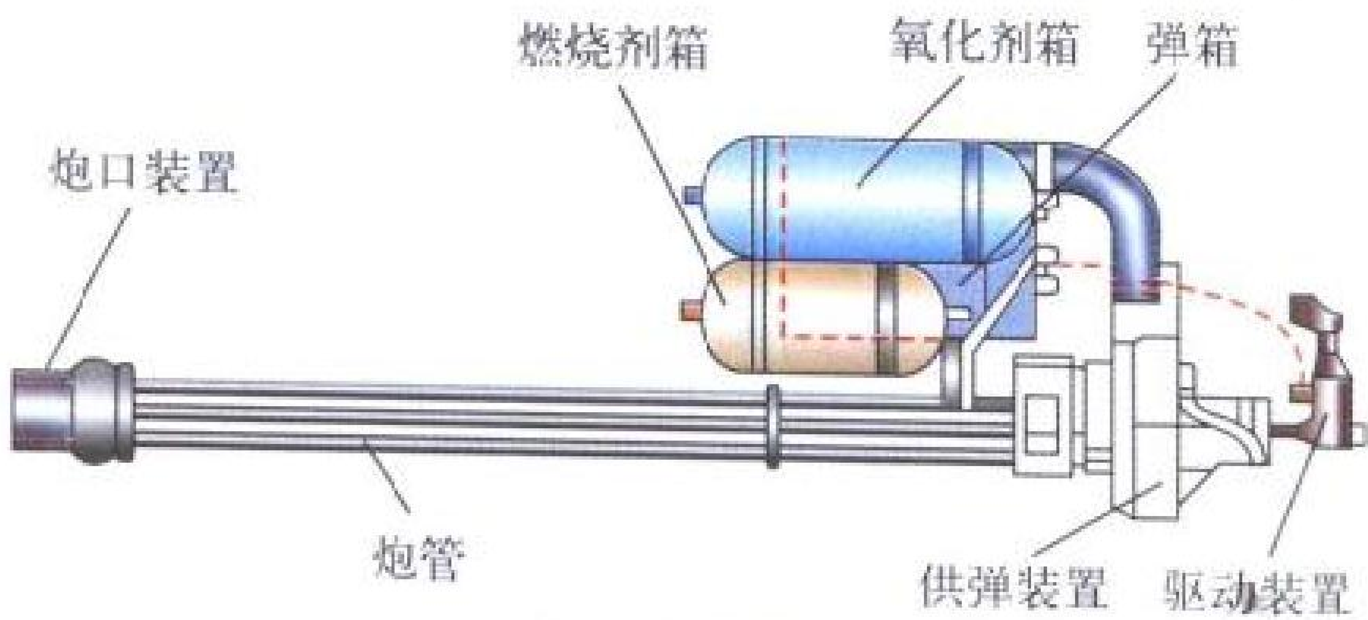


图 1 液体炮

弹沿炮管运动，获得飞向目标所需的方向和初速。然而，初速正是传统航空机炮不可逾越的障碍，理论计算的极限值为 2969 m/s。

在对各种能源材料的比能和燃烧规律进行研究后发现，液体发射药较之固体发射药比能大、爆温低，有利于提高初速和射速，减少炮管烧蚀磨损，从而制成采用液体发射药的航空机炮——液体炮（见图 1）。

液体炮的工质仍然是液体发射药产生的火药气体，虽能使弹丸初速向极限速度靠拢（达到 2090 m/s），但并未突破传统航炮的初速障碍。为此，必须寻找新工质，于是出现了采用气相工质的气体炮，如氢气炮（见图 2）。

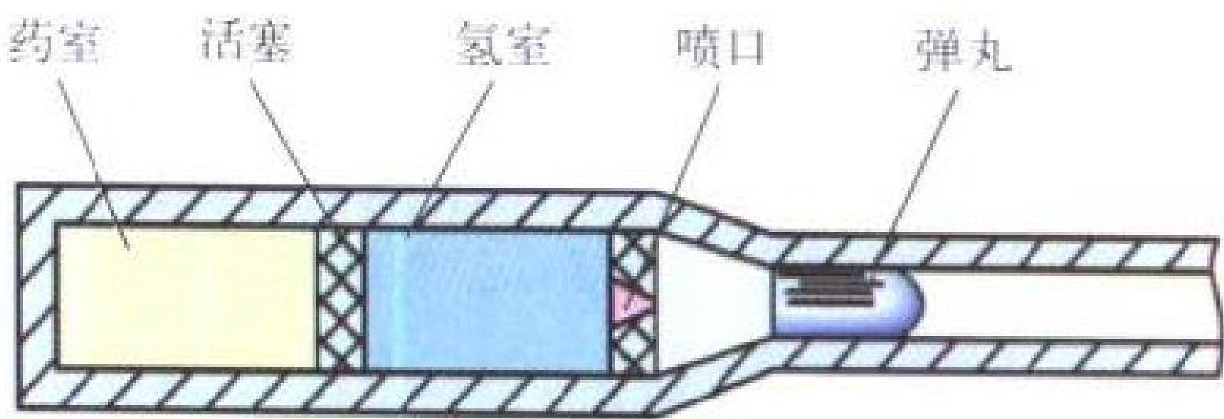


图 2 氢气炮

从提高初速（达到 11000 m/s）而言，气体炮确实突破了传统航炮的旧概念，但炮管所受的热压作用及其产生的烧蚀磨损仍然存在，必须寻找新结构材料，才能彻底突破航空机炮旧概念。于是，探索应用以电磁力为能源发射弹丸的电磁炮（见图 3）和基于崭新机理的束能（定向能）技术的各种束能炮，如激光炮、等离子体炮、粒子束炮、微波束炮等。

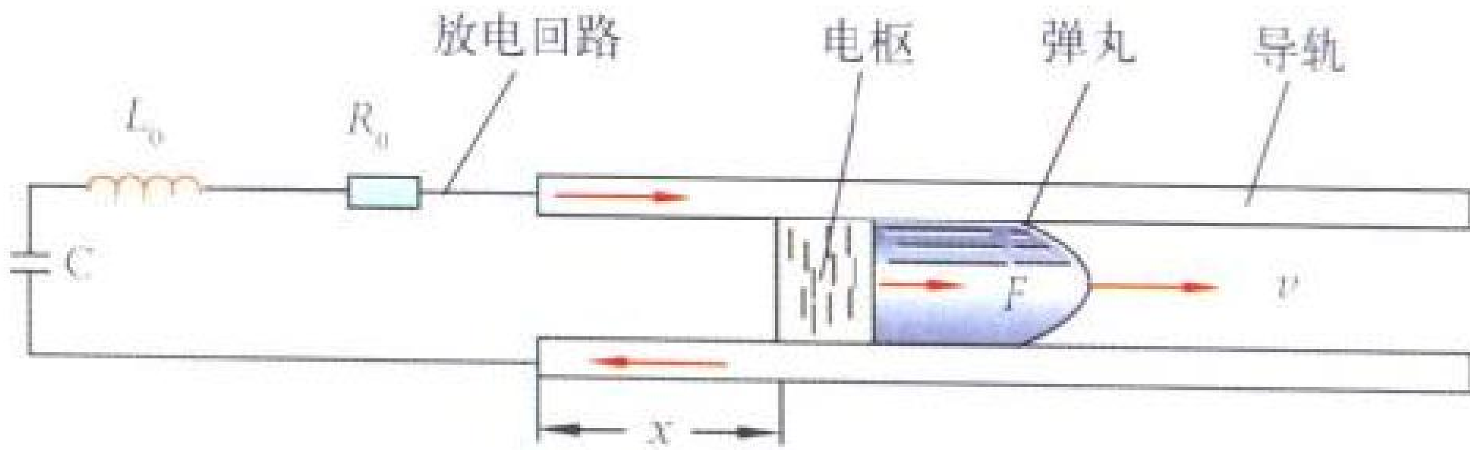


图 3 电磁炮

（撰写：王祖典 审订：孙隆和）

xin hangxing xitong

新航行系统 ICAO CNS / ATM systems 国际民航组织（ICAO）根据面向 21 世纪全球空中交通需求而发展的全球无隙运行统一规范的空中航行系统。ICAO 为了适应空中交通的增长和航空器的全球无隙飞行，在 1983 年成立了未来空中航行系统（FANS）专门委员会，评估增长着的需求和原有空中航行系统和可用新技术，定义未来的全球统一运行的空中航行系统。1993 年完成定义阶段后，宣布进入实施阶段，并更名为国际民航组织的通信、导航、监视/空中交通管理（CNS/ATM）系统，在中国简称新航行系统（参见通信、导航、监视/空中交通管理系统）。

（撰写：周其焕 审订：薛文安）

xinhao chuli jisuanji

信号处理计算机 signal processing computer / processor 对机载传感器进行信号处理的计算机，通常是用于雷达、通信、导航、识别、电子战、光电探测器等信号处理的计算机。（撰写：魏绍贤 审订：周耀荣）

xinghao

型号 project 航空产品系列中，一种新设计的航空产品及其改进设计产品的统称。（撰写：王道荫 审订：贾 鑫）

xinghao hege shending jichu

型号合格审定基础 type certification basis 由型号合格证书申请人(法人)提出并经适航当局确定的、对相关民用航空产品(含航空器、航空发动机或螺旋桨)进行型号设计审查所依据的适航要求。型号合格审定基础应在设计审查开始前确定。其内容一般包括：(1) 申请之日有效的、与型号相适应的适航标准；(2) 因产品的新颖或独特设计而制定的专用条件；(3) 适航当局确定的或申请人自愿选择的新颁布的、新修订的或正在修订中的与型号设计有关的适航标准中的内容；(4) 环境保护要求，主要为涡轮航空发动机的排污要求和噪声标准；(5) 运行和营运规章所规定的适航要求；(6) 经适航当局批准的适航标准中的某些豁免条款。适航当局和型号合格证书申请人应根据型号合格审定基础的内容按条款确定详细的符合性验证方法和要求，并由此制订符合性验证计划。

(撰写：朱凤驭 审订：冯家澍)

xinghao hege shending shifei

型号合格审定试飞 type certification flight test 由适航当局批准和监控进行的民用航空器的审定试飞。旨在通过此类试飞，确定该型号产品是否已达到民用航空规章和有关专用条件所规定的设计标准，以确保其在规定的各种飞行条件下能安全可靠地使用，并最终获取型号合格证。此类试飞通常是在完成其调整试飞并取得一定结论后，申报给由适航当局主持的型号合格审查委员会(TCB)，经试飞前 TCB 会议批准后进行。

(撰写：王维翰 修订：张克荣 审订：屈见忠)

xinghao hegezheng

型号合格证 type certificate (TC) 适航当局颁发的、用以批准民用航空产品(含航空器、航空发动机或螺旋桨)的设计符合相应型号合格审定基础的证书。它还是民用航空产品取得生产许可批准以及航空器取得单机适航证，航空发动机或螺旋桨取得适航批准书的必要条件。型号合格证含两部分：型号合格证或型号合格证数据单。型号合格证数据单的内容主要含型号设计的基本数据和使用限制。与设计审定有关的证书，还有其他形式，见下表。

各种型号合格证书适用范围[①]

序号	证书名称	用途	适用范围	备注
1	型号合格证	原型产品申请设计批准	按 CCAR－23、25、27、29、33 或 35 审定的航空器、航空发动机或螺旋桨	经适航当局批准，型号合格证可以转让
2	型号设计批准书		其他航空器：如热气球、飞艇、滑翔机和超轻型飞机等	经适航当局批准，型号设计批准书可以转让
3	型号合格证更改[②]	对已经设计批准的产品进行尚未达到重新申请型号合格审定的大改	型号合格证持有人进行的更改	经适航当局批准，型号合格证更改可以转让
4	补充型号合格证		非型号合格证持有人，但为产品所有人进行的更改	经适航当局批准，补充型号合格证可以转让

① 型号设计批准书更改和补充型号设计批准书本表从略；

② 产品设计更改分小改和大改。小改指对产品重量、平衡、结构强度、可靠性、使用特性，以及对产品适航性没有显著影响的更改。大改指除小改和声学(航空器噪声水平)更改以外的更改。

除适航当局暂扣、吊销和另行规定终止日期外，各种型号合格证书长期有效。 (撰写：朱凤驭 审订：冯家澍)

xinghao hegezheng genggai

型号合格证更改 change to type certificate 见型号合格证。

xinghao renkezheng

型号认可证 validation of type certificate (VTC) 我国适航当局颁发的、用以确认进口民用航空产品(含航空器、航空发动机或螺旋桨)的设计符合我国适航要求的认可证书。如果申请人提交出口国适航当局颁发的补充型号合格证，我国适航当局将颁发补充型号认可证(VSTC)。型号认可证和补充型号认可证不可转让。除适航当局暂扣、吊销和另行规定终止日期外，各型号认可证书长期有效。参见型号合格证。

(撰写：朱凤驭 审订：冯家澍)

xingzu

型阻 form drag 由飞机外形决定的阻力。低速时，为飞机摩擦阻力和粘性压差阻力之和。超声速时，还应包括与升力无关的那部分波阻(零升波阻)。对机翼来说，型阻主要取决于其平面和剖面形状。由于翼型不存在诱导阻力，故对翼型来说，型阻就是它的阻力的重要组成部分。

(撰写：陈晏清 审订：朱一锟)

xingneng shuaijian

性能衰减 performance attenuation 产品的战术技术性能随使用时间逐渐减弱的现象。产品耗损现象的一种，包括参数漂移、功率降低、精度减小等等。性能衰减是一个缓慢发展的过程，重要产品的性能衰减需要并可能应用一定的监控技术进行监控，以防发展到形成功能故障。防止性能衰减的根本办法是进行产品的健壮性设计。健壮性是指产品在其使用寿命期内在使用环境(含维修、贮运环境)略有变化和产品局部老化的情况下仍能保持合格的战术技术性能的特性。

(撰写：王立群 审订：甘晓华)

xiujiping

修机坪 aircraft maintenance area 又称定检坪。飞机进行定期检查的专用场地。一般为混凝土平地。其大小为：Ⅰ级机场的，长 100 m、宽 55 m；Ⅱ级机场的，长 50 m、宽 40 m；特级和Ⅲ级机场的，视需要而定。



飞机停在修机坪上

(撰写：王立群 审订：陈志伟)

xiuli fanxiulü

修理返修率 back repairing rate 在一定使用期或保修期内因修理质量而返修的产品数占送修产品总数的百分比。它是评价修理质量的一个参数，考察返修率有利于促进修理单位提高修理质量、修理技术和管理。

（撰写：王立群 审订：姬永兴）

xiuzheng biaosu

修正表速 basic airspeed（美），indicated airspeed（英） 对航空器上空速表的读数进行仪表误差（机械误差引起的）和延迟误差（机动飞行时因静压迟后而引起的）修正后所计算出的仪表指示空速。修正表速主要用在飞行试验时的参数换算。

（撰写：邵箭 修订：李志强 审订：赵杰）

xuyong tuili

需用推力 thrust required 维持飞机等速直线水平飞行状态所需要的推力，单位为千牛（kN），等于该飞行状态下的气动阻力。对不同高度所绘出的需用推力与飞行速度（或马赫数）的关系曲线称为需用推力曲线，通常用于喷气式飞机。维持飞机等速直线水平飞行状态所需要的功率称为需用功率，单位为千瓦（kW），等于需用推力与飞行速度 V 的乘积。对不同高度所画出的需用功率与飞行速度的关系曲线称为需用功率曲线，通常用于螺旋桨飞机。需用推力或功率曲线是计算和确定飞行性能的基本依据。

（撰写：金长江 审订：肖业伦）

xuyong yingli

许用应力 allowable stress, permissible stress 在各种载荷与工作环境下结构能正常工作的允许达到的最大应力。许用应力一般由材料的强度极限（σ_b）除以大于 1.0 的安全系数得到。它实际也是设计结构时，力争达到或接近的应力指标，超过该指标结构有失效危险，过低于该指标，则使用材料过多，结构效率不佳。（撰写：何君毅 审订：张躬行）

xuhang shijian

续航时间 endurance 又称航时。飞机耗尽其可用燃料所能持续飞行的时间。续航时间的长短与飞机装载的燃料量、飞行高度、飞行速度等参数有关。续航时间长，表明飞机可在空中长时间进行巡逻和作战，对执行侦察、警戒等任务的飞机具有特殊意义。（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

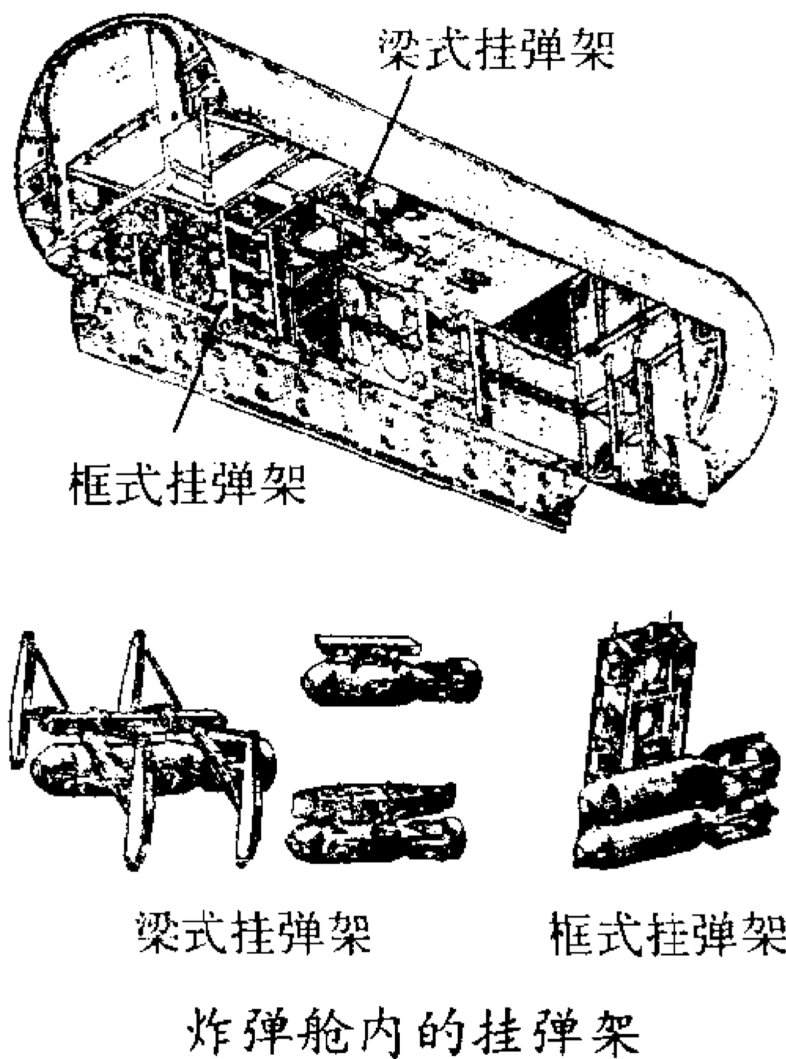
xuanbishi jiegou

悬臂式结构 cantilever structure 有较大悬臂而仅靠根部的支反力系统平衡外力的一种结构。早期机翼根部抗弯能力较差，必须用撑杆支持。撑杆增加了阻力。随着金属应力蒙皮的采用，设计出悬臂式机翼，使其具有足够的抗弯和抗扭刚度，不再使用撑杆，从而大大改善了机翼的空气动力性能。宏观意义上的飞机结构均为悬臂结构：机翼是一端支持在两侧机身上的结构；机身也可认为是支持在机翼上的悬臂结构；机翼前缘是固定在机翼前梁上的悬臂结构，机翼后缘是固定在机翼后梁上的悬臂结构。

（撰写：张家顺 审订：何君毅）

xuangua toufang zhuangzhi

悬挂投放装置 suspension and release equipment 轰炸装置的组成部分，包括同轰炸武器连接的各种挂架和同挂架或飞机连接的各种挂梁。挂架按武器类别分为炸弹挂架、导弹挂架、鱼（水）雷挂架以及通用武器挂架等；按挂点位置分为机内挂架和外部挂架，机内挂架有固定的梁式、框式、箱式挂弹架和外伸式、旋转式挂弹架等（见图），外部挂架分为机翼



炸弹舱内的挂弹架

（翼尖、翼下和翼上）和机身挂架；按悬挂物数量分为单一挂架（挂一枚）和复式挂架（挂多枚）；按投放动力不同分为重力投放挂架和弹射投放挂架。挂梁分内挂梁和外挂梁，前者有固定炸弹架用的悬挂梁和起挂炸弹用的起挂梁，后者有通用梁、专用梁和过渡梁之分。（撰写：王祖典 审订：孙隆和）

xuanguawu guanli xitong

悬挂物管理系统 store management system（SMS） 作战飞机上用以控制和管理武器和其他悬挂物的机载设备。随着军事技术的发展，作战飞机悬挂物不但品种增加，控制管理也越来越复杂，为了对悬挂物进行更好的管理和控制，提高飞机的作战效能，出现了悬挂物管理系统。一般由悬挂物管理处理机、显示器和武器接口部件组成，它们之间的通信采用多路数据总线。飞机与悬挂物的电气接口采用飞机悬挂物电气接口标准。

除与座舱驾驶员操作控制开关、起落架和电源相连外，悬挂物管理系统一端通过航空电子多路总线与航空电子其他子系统相连，另一端与飞机悬挂物相连。其主要功能是确定工作状态；管理与存贮投放和投弃程序；管理并存贮飞机悬挂物清单；投弃触发；为航空电子其他子系统提供数据；飞行结束时的悬挂物管理；机内自检测运行等。除其他通用要求外，悬挂物管理系统应具有高的可靠性、安全性和故障容错能力。其发展概况是从分离式悬挂物管理发展成综合的系统管理，系统构型已从模拟型变成数模混合型。未来发展趋势是全数字型标准模块系统。（撰写：李克己 审订：王祖典）

xuanting

悬停 hovering 直升机保持在空中某一位置，相对于地面不移动也不转动的飞行状态。在无风条件下悬停时旋翼的升力（拉力）等于直升机的重力与下洗阻力之和。悬停是直升机所特有的基本飞行状态，具有重要的实用意义及理论意义。如用于起飞时及着陆前的调整和检查，用于救生、空降或垂直补给以及用于目标监视及武器发射；还用于建筑吊装及其他起吊或吊放作业等。悬停状态是与其他飞行状态相比较或不同直升机之间相比较的参考基准之一。

（撰写：高正 审订：王适存）

xuanting huizhuan

悬停回转 hovering turn 旧称原地回转。直升机保持在空中某一位置不移动，而绕自身铅垂线旋转的一种机动飞行。最大回转角速度是一项设计指标，其最小值应满足直升机飞行品质规范的要求，其最大值受限于尾桨操纵功效及尾桨等部件的结构强度。（撰写：高 正 审订：王适存）

xuanting shengxian

悬停升限 hovering ceiling 又称直升机静升限。直升机垂直上升所能达到的最大高度，也就是悬停的最大高度。垂直上升率为零的最大高度称为理论悬停升限；垂直上升率为0.5 m/s 的最大高度称为实用悬停升限。在有地面效应的条件下，由于地面效应的有利影响，有地效悬停升限要比无地效悬停升限稍高。因此，在稍高于无地效悬停升限的高度上，直升机可在地效影响范围内悬停，并利用有前进速度时需用功率较小这一特点正常起飞。

（撰写：高 正 审订：王适存）

xuanting xiaolü

悬停效率 figure of merit, hovering efficiecy 直升机悬停时旋翼的理想需用功率与实际需用功率之比。理想需用功率指仅产生均匀轴向诱导速度的旋翼在无粘性空气中运转所消耗的功率。悬停效率表征旋翼在悬停状态的有效程度，其值取决于旋翼的设计参数，大多数直升机的悬停效率在 0.60～0.75 范围内。（撰写：高 正 审订：王适存）

xuanting xingneng celiang

悬停性能测量 measurement of hovering performance 悬停时直升机的重量与发动机可用功率、大气条件、离地高度、总距大小、旋翼转速、重心位置等参数间关系的测定。试验时按照给定重量和旋翼转速，在风速小于 3 m/s 条件下使直升机以 5 ～ 6 个离地高度（从地效内到地效外）稳定悬停，测量总需用功率、旋翼转速、大气参数和操纵参数。以不同的重量、机场高度和大气条件重复上述过程，直至整个重量、重心包线和高度包线范围。对于没有恒转速调节器的直升机，可用不同旋翼转速进行试验，确定旋翼转速对悬停性能的影响。试飞所测数据应按旋翼相似准则、发动机相似准则或微分修正量法换算至标准大气和规定重量条件。



直 8 悬停试验

当具有系留悬停测试设备时，可用系留悬停试验方法完成悬停性能试验。

（撰写：杨松山 修订：唐亚玲 审订：屈见忠）

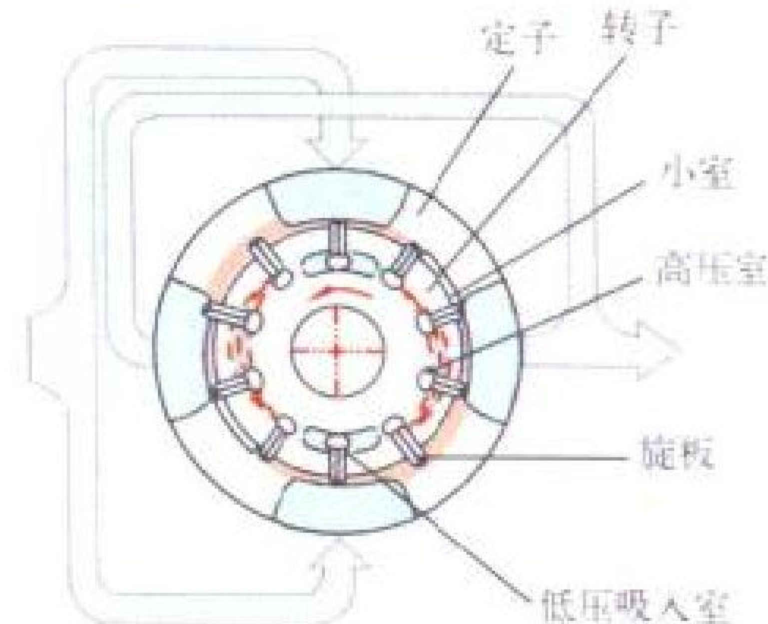
xuanting zhishiqi

悬停指示器 hovering indicator 直升机特有的一种飞行指示器。在悬停指示器中，用电流计或小功率伺服系统将多普勒雷达提供的飞机升降速度信号及地速的纵向和横向分量信号，分别变换成指针的位移，指示直升机作悬停飞行时的 3 个飞行速度分量，以便操纵直升机在空中悬停。

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

xuanbanbeng

旋板泵 vane pump 又称叶片泵。一种利用旋板在转子径向上随转子与定子偏心相对转动而滑动打油的装置。它由转子、旋板、弹簧和定子等组成。弹簧力和离心力保证旋板紧靠定子内壁，起进、出口液体分隔作用。这种泵的结构简单，重量小，但旋板与转子受较大的侧向力，功耗大，一般只作低压泵用。在高压情况下，采用可平衡侧向力的双工位平衡式旋板泵，如图示。双工位旋板泵重量更小，径向液压载荷互相平衡，轴承负荷轻，寿命长。可用作航空发动机的主燃油泵和液压泵等，有一定发展前景。国外一些先进发动机，如美国的 F100 发动机已采用双工位旋板泵作为主燃油泵。



双工位旋板泵

（撰写：楼根良 审订：王洪铭）

xuanliu jiali ranshaoshi

旋流加力燃烧室 swirl afterburner, swirl augmenter 又称旋涡加力燃烧室，简称旋流加力室或旋涡加力室。在涡轮后由旋流装置产生的强旋流场中喷油燃烧，靠强旋流产生的回流稳定火焰，已燃产物和未燃油气在强离心力场中向心和向外运动强化燃烧的加力燃烧室。

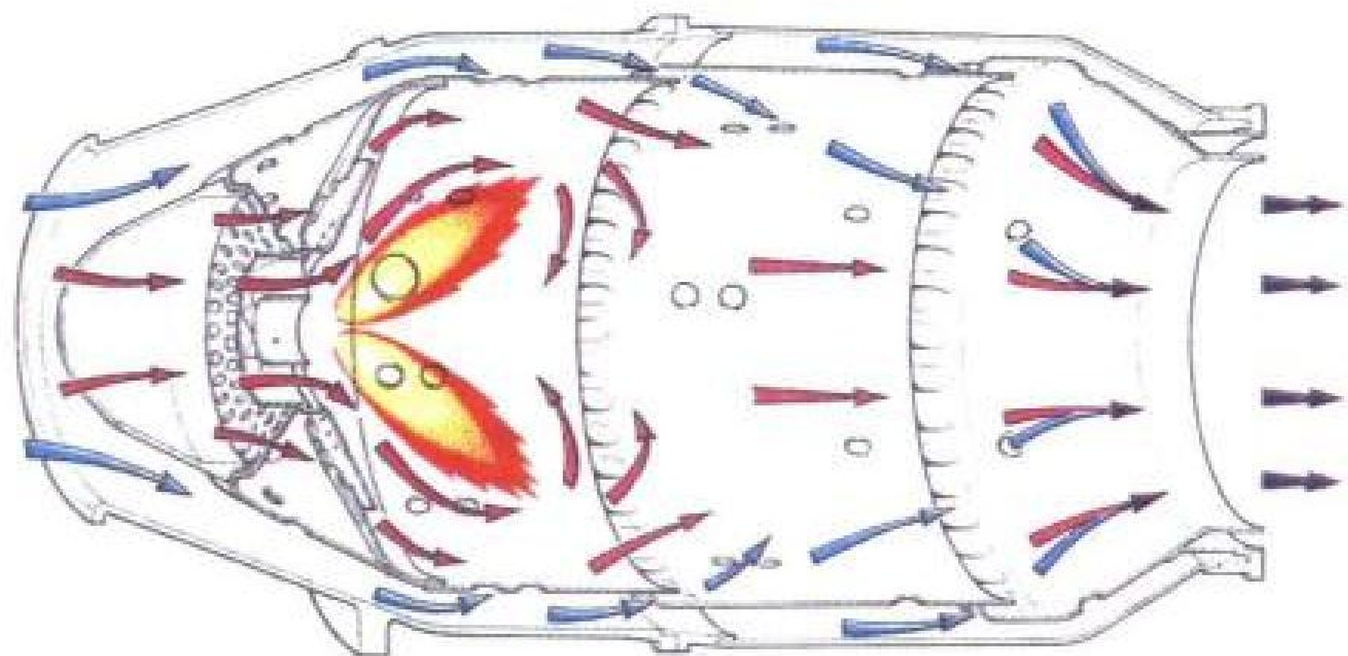
旋流加力燃烧室无常规的火焰稳定器，而是在加力燃烧室中由旋流装置（通常由可调或不可调叶片组成）产生强旋流场。混气在外层被点火装置点燃，在强离心力作用下外层密度小的热燃气向中心加速运动，而中心密度大的冷油气混气向外甩出并被已燃气点燃。离心加速度高达数百 g，火焰传播速度由离心力控制，比通常湍流火焰传播速度大 4 ～ 5 倍，可大大提高燃烧效率，扩大稳定工作范围。旋流加力燃烧室用其特有的火焰稳定技术可大大缩短燃烧室长度，减轻其重量，并可使出口温度均匀，降低核心流出口的温度，加上遮挡作用，可以大大减低红外辐射，增强飞行器隐身能力。但旋流加力室的排气切向动量无法利用，将造成推力损失。此外气流流经旋流装置有较大流动损失。使用可调旋流叶片，不加力时减小旋角，调直气流，以减小流动损失。

旋流加力室有全旋流和部分旋流之分。喷油装置、点火装置和加力燃烧室筒体需要专门设计。目前旋流加力燃烧室尚在研究之中。（撰写：杨茂林 审订：王洪铭）

xuanliuqi

旋流器 swirler 又称涡流器。燃烧室火焰筒中产生旋流的装置。旋流器在火焰筒头部，其周向剖面展开后同叶栅一样。一股流轴向流经旋流器后，具有轴向、径向和切向三个分速，呈螺旋形向下游流动。由于旋转产生离心力，驱使主燃区中心线附近的空气流向壁面，形成旋流器下游中心线附近的低压，而四周旋转的气流继续向下游流去，直到与从主

燃孔喷出的横向射流相碰，促使部分气流向上游回流，从而在主燃区中心线附近形成强大的回流区。回流区的最大直径可占主燃区高度的80%以上。旋流器结构和总的气流图形见图。因为旋流器能造成主燃区中三维旋转对称的回流区，与其中心喷嘴之出口环形浓度分布呈自然匹配的对称分布，所以主燃烧室中大多采用旋流器。



旋流器结构及总的气流图形（罗·罗公司提供）

（撰写：张斌全　审订：王洪铭）

xuanwo

旋涡　vortex　又称涡。很多流体微团绕一个共同的中心或共同轴线转动的流动。理论分析时，把速度的旋度不为零的流场定义为有旋流；常用涡线、涡管和涡丝来描述它。某时刻的一条涡线应具有下述性质：它在任何一点的切线方向就是该瞬时当地旋度向量的方向。若通过一条简单封闭曲线上的每一点画出涡线，且每一条涡线与该封闭曲线只有一个交点，就得到一根涡管。截面积甚小的涡管称为涡丝。在均质无粘性、不可压缩流体中，涡丝具有下列特性：

(1) 涡丝或自行封闭（“涡环”）或终止于边界上，或无限延伸，但不会在流体内部终止；

(2) 绕涡丝的环量处处相同，且不随时间而变化；

(3) 涡丝总是由同一组流体质点组成并随流体运动。

与一条无限长直涡丝（又称二维位涡）相伴随的其周围的流体运动的速度场可称为该涡丝的诱导速度场。流体的旋涡运动是自然界的常见现象，例如龙卷风。旋涡的概念在机翼及旋翼理论中得到广泛应用。旋涡的形式、运动和破裂等是空气动力学中一项十分重要的理论研究课题，且已发展成为一个分支学科——涡动力学。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

xuanwo polie

旋涡破裂　vortex breakdown　一种发生于旋涡内的流动结构突然变化的现象。对于具有轴向运动速度的旋涡，在一定的流动条件下，涡核的轴向速度逐渐减小到零，这时形成驻点并在其后一有限区域内出现回流，从而使涡核突然膨胀扩大，并在其下游出现很大的脉动流动。影响旋涡破裂的主要流动参数是旋涡的雷诺数及它的环量（涡强）；当旋涡环量或雷诺数增大时，旋涡容易发生破裂，即破裂点前移。这两个



图1　轴对称泡型破裂

参数也影响旋涡破裂流动的流型。通常认为旋涡破裂主要有两种流型：轴对称泡型破裂（图1）和非轴对称螺旋型破裂（图2）。有三种近似理论研究旋涡破裂现象，即准圆柱理论、波动有限过渡理论和流动不稳定理论。这些理论都有一定局限性，还有待发展。

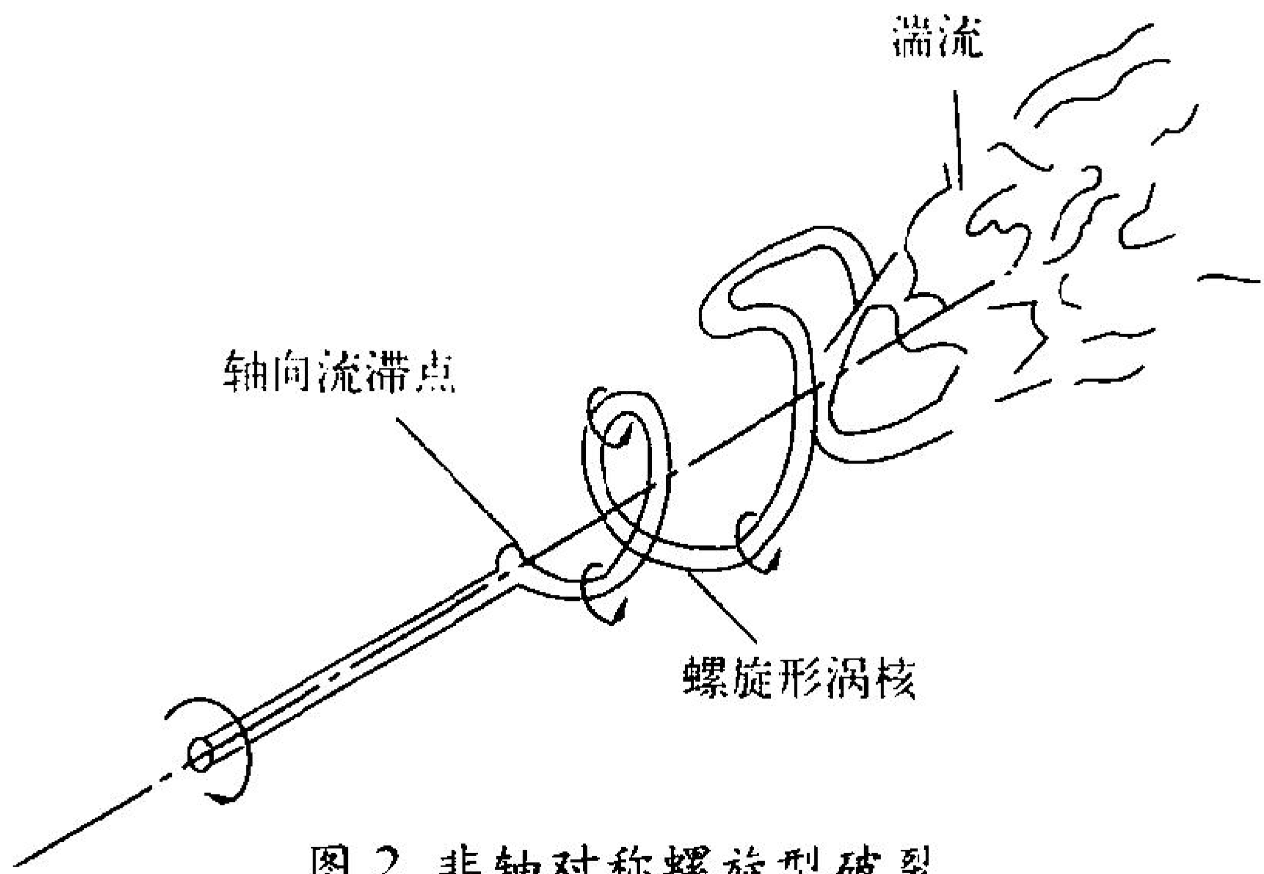


图2　非轴对称螺旋型破裂

旋涡破裂现象对飞行器空气动力特性影响很大。现代高机动战斗机及格斗导弹为了提高大迎角时的升力，通常都采用大后掠小展弦比机翼，这类运动物体后两侧有一对具有很大轴向速度的旋涡，从而诱致很高的旋涡升力。当飞行器状态变化，旋涡破裂现象发生在机翼表面时，破裂点后的旋涡诱导升力消失，飞行器的升力减小、阻力增加和力矩特性呈非线性，从而使飞行器操纵稳定性发生很大变化。

影响飞行器机翼前缘涡破裂的因素有：飞行姿态（迎角和侧滑角）、压力梯度和升力面平面形状等。控制飞行器前缘涡的破裂，对提高飞行器的性能非常重要。至今，控制前缘涡破裂的方法有：展向吹气技术；在机翼前缘分离处附加周期性扰动的吹气或声控技术；前缘襟翼周期振荡技术等。

（撰写：吴根兴　黄明恪　审订：张仲寅）

xuanyi

旋翼　rotor, main rotor, lifting rotor　又称主旋翼或升力螺旋桨，简称主桨或升桨。由桨叶及与其相连的桨毂组成，是直升机的主要升力部件。

旋翼相当于旋转的机翼。当它旋转时，桨叶与周围空气相互作用，从而在桨叶上产生空气动力，用以提供直升机飞行所需的升力（向上拉力）和前进力。旋翼还具有操纵面的作用，通过改变其空气动力的大小和方向，产生改变直升机位置和姿态的力和力矩。

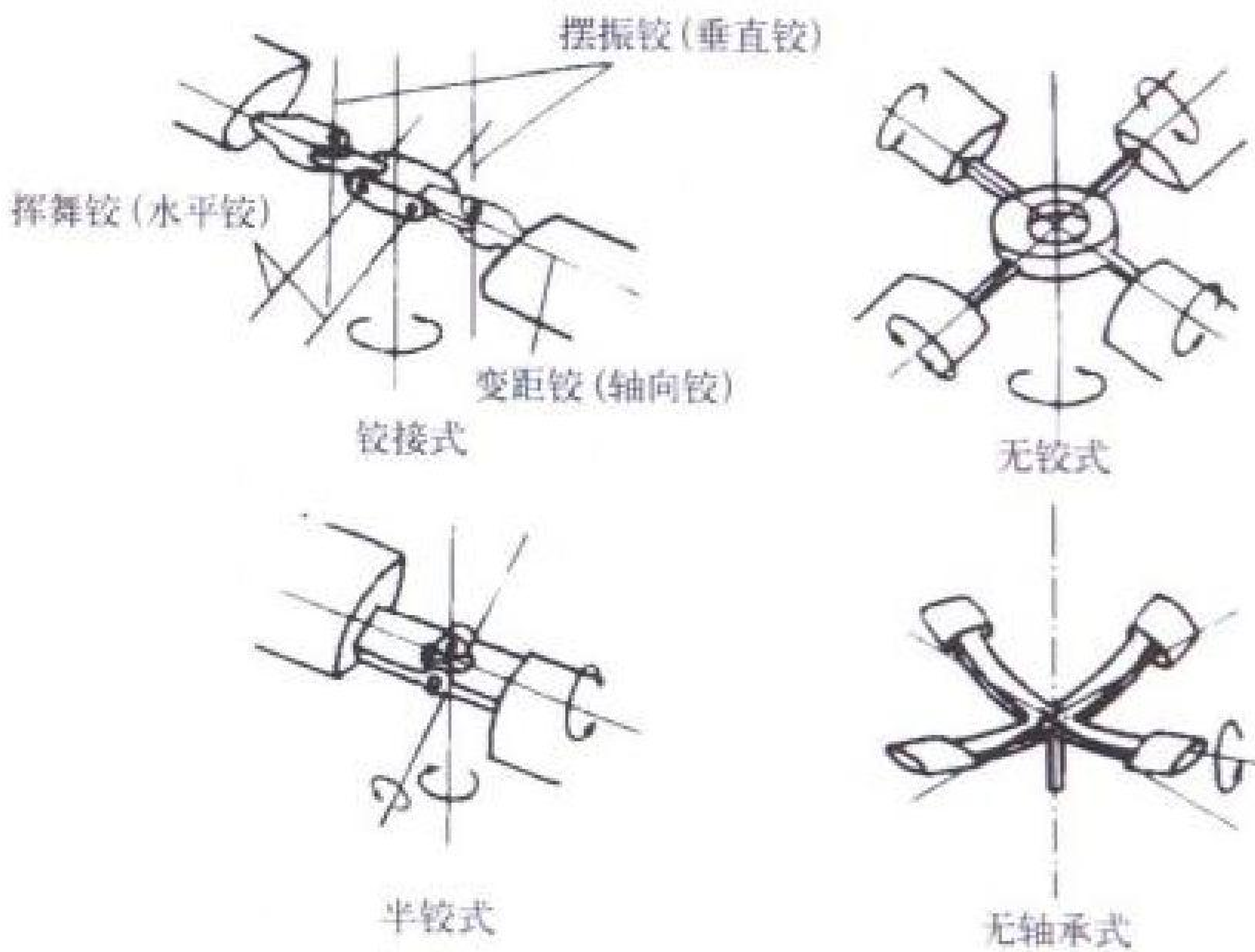


图1　不同的旋翼形式

旋翼按结构形式可分为铰接式、半铰接式、无铰式和无轴承式四种。

铰接式旋翼通常具有三个机械式铰链：挥舞铰（水平铰）、摆振铰（垂直铰）和变距铰（轴向铰）。桨叶与桨毂若完全刚性连接，则前飞时前行桨叶和后行桨叶两边的升力差，使直升机出现横侧倾覆力矩，同时桨叶根部承受很大的静、动弯曲载荷。为了消除这些现象，在旋翼结构上就设置了挥舞铰；为了消除因桨叶挥舞而产生的哥氏力的影响，又设置了摆振铰；加上用来改变桨距从而改变升力的变距铰，形成了铰接式旋翼。这种型式的桨毂构造复杂，重量大，气动阻力大，使用寿命较短，制造成本和维修费用高。为解决这些问题而发展了多种型式的旋翼：

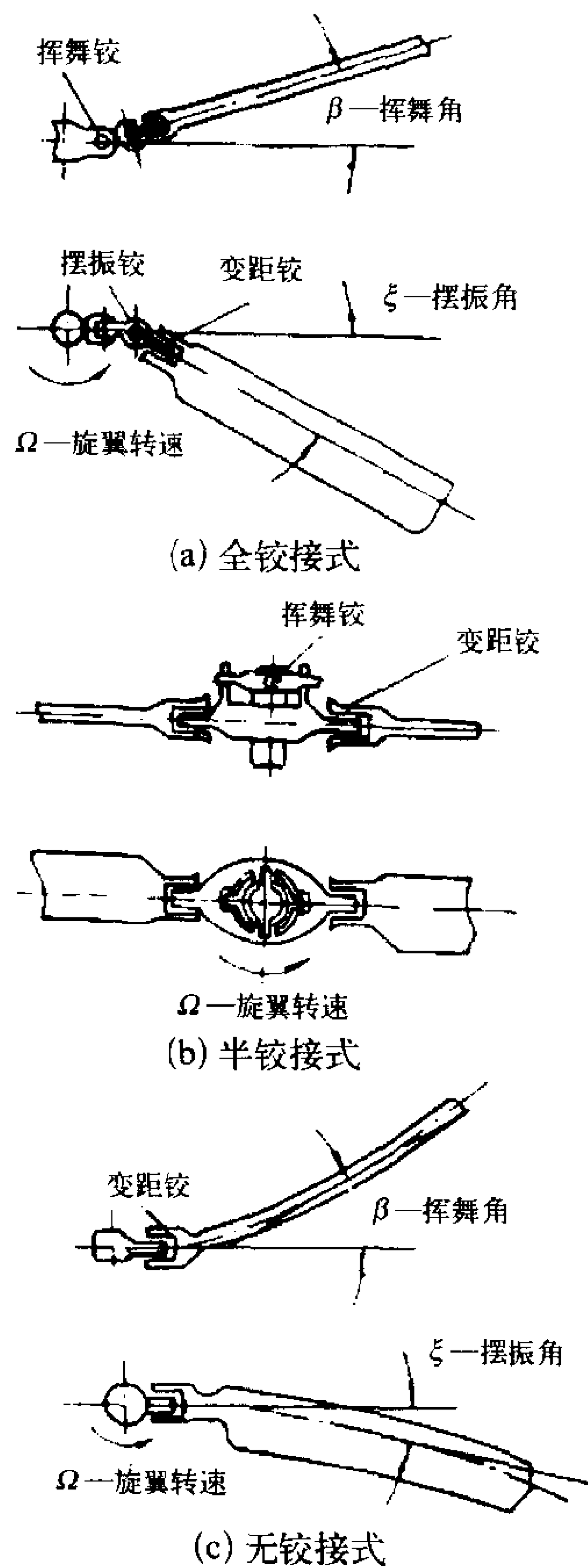


图 2 旋翼铰链布局的三种基本类型

半铰接式旋翼（半刚性旋翼）只有变距铰和挥舞铰，而没有摆振铰。其构造较简单，但操纵性较差。

无铰式旋翼（刚性旋翼），是近年来随着高弹性、低比重、高强度材料的相继问世而出现的一种旋翼。它只有变距铰，桨叶在挥舞方向和摆振方向相对于桨毂是刚性连接的，桨叶的挥舞运动和摆振运动由桨叶根部（或桨毂支臂）的弯曲弹性变形来实现。

无轴承式旋翼，是一种无任何机械铰（即三个铰均不设置）的旋翼。除桨叶的挥舞、摆振运动由桨叶根部（或桨毂支臂）的弯曲弹性变形来实现之外，桨叶的变距运动也通过其根部（或桨毂支臂）的扭转弹性变形来实现。

此外，在实践中还发展了许多中间形式，其中，应特别提到的是用层压弹性轴承取代机械铰链而形成的各种带弹性约束的铰接式旋翼，如“星型柔性旋翼”和“球柔性旋翼”等。这些新型旋翼的特点是桨毂构造大为简化，气动阻力显著降低，使用寿命明显提高，维护工作量大大减少，制造和使用成本相应降低。由于上述特点，这些形式的旋翼系统在20世纪80年代以来已得到较多的应用，取得了良好效果。

（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

xuanyi dimian xiaoying

旋翼地面效应 ground effect of rotor　旋翼靠近地面时地面使旋翼空气动力特性发生有利变化的一种作用。由于地面的阻止，旋翼向下的诱导速度减小，使旋翼在消耗同样功率时产生更大的升力，或产生同样升力而所需要的功率较小。旋翼离地面越近，地面效应越大。利用地面效应，直升机可以超载起飞，或在高原条件下发动机功率不足时仍能正常起飞。旋翼的地面效应在悬停状态最大，随着前飞速度的增大而迅速减小。　（撰写：高　正　审订：王适存）

xuanyi dongyingli celiang

旋翼动应力测量 measurement of rotor dynamic stress　在地面开车和飞行中，用应变片测得旋翼选定位置上的应变测量信号，经换算转为旋翼动应力的一种测量试验。

同时还应测试和记录其他有关参数，如飞行高度等，并分析诸参数对旋翼动应力的影响。采用旋翼无线电遥测系统时，应合理解决应变信号与相应飞行参数的同步问题。

（撰写：申仲安　审订：屈见忠）

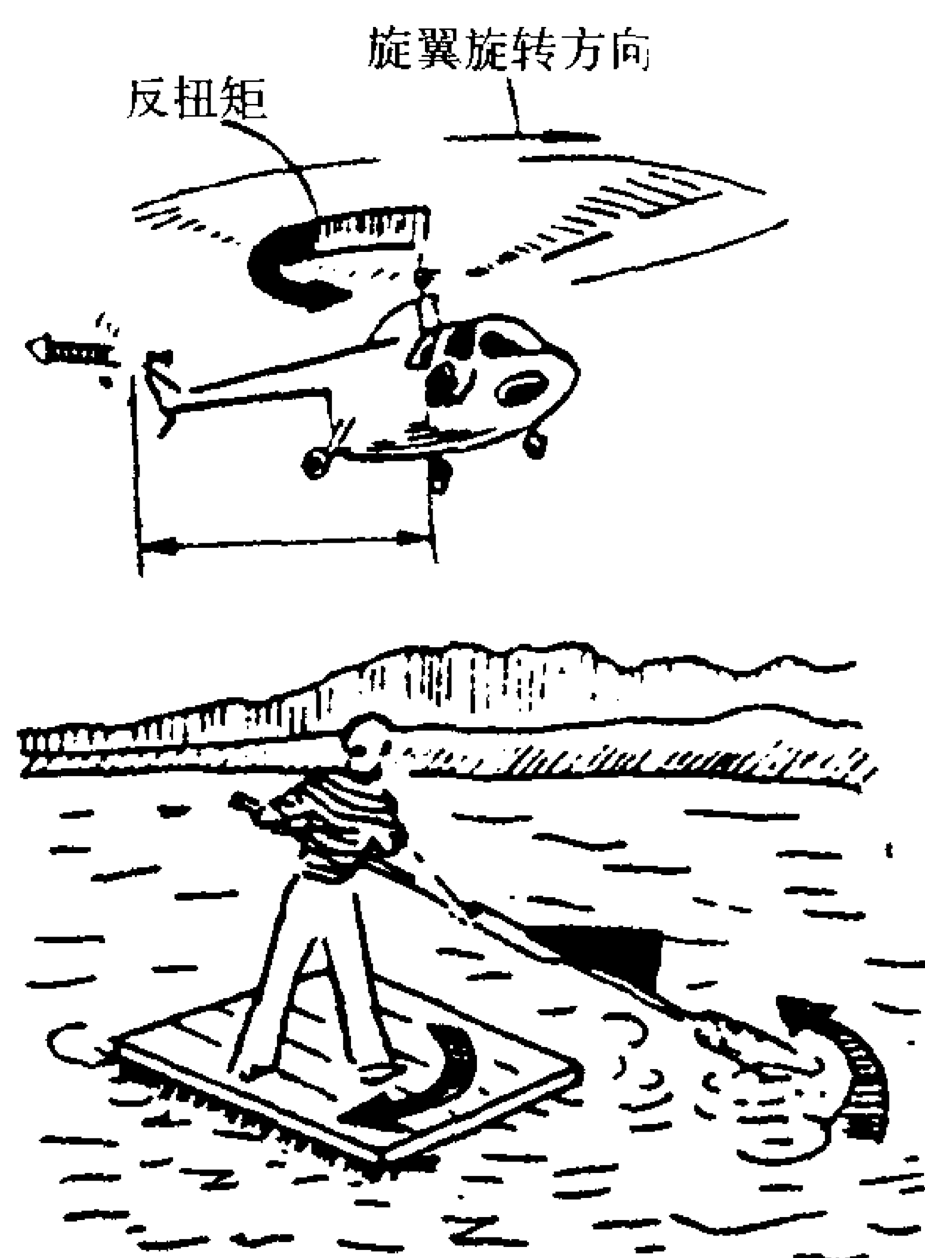
xuanyi fanliuqu

旋翼反流区 rotor reversed flow region　旋翼桨叶旋转且直升机前飞时，在旋转平面内，后行桨叶上的相对气流由桨叶后缘吹来的一个区域（参见前行桨叶附图）。相对于桨叶叶素的气流速度在旋转平面内的分量 $U_T \leqslant 0$ 的区域定义为反流区。反流区在 $\psi = 180° \sim 360°$ 半圈内，是一个紧靠旋翼中心、直径为 μR 的圆。通常，直升机的最大前进比 $\mu < 0.4$，此时反流区的面积约占旋翼旋转平面面积的4%。如果考虑到桨叶的根部切除（非翼型），那么反流区的影响更小。

（撰写：王适存　审订：高　正）

xuanyi fan niuju

旋翼反扭矩 rotor antitorque　机械驱动式旋翼工作时，空气反作用于旋翼上的扭矩。这个反扭矩传到机体上，将使机体逆旋翼转向旋转。为了保持机体的一定航向，必须采取措施以平衡这个反扭矩。例如，机械驱动式单旋翼直升机通常带有尾桨，用尾桨的侧向力乘以距直升机重心的距离来抵消反扭矩。



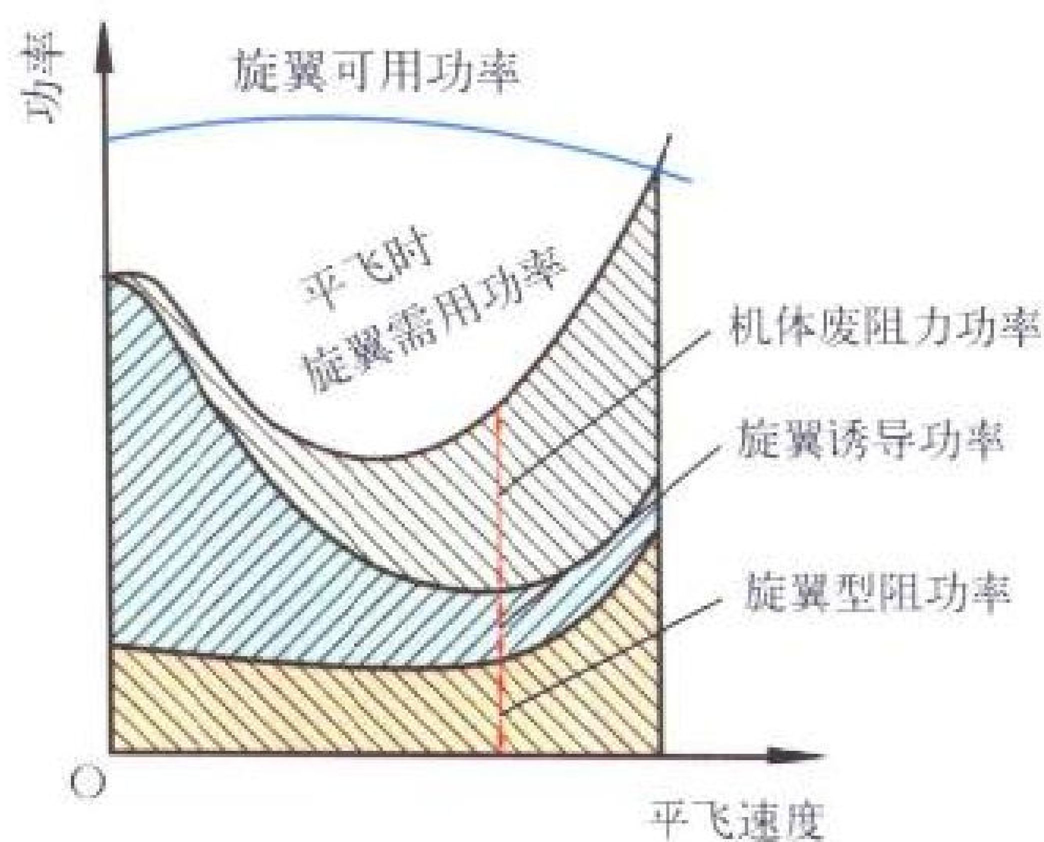
旋翼反扭矩示意图

（撰写：王适存　审订：高　正）

xuanyi gonglü

旋翼功率 rotor power　旋翼工作时所给出的功率。直升机飞行（包括悬停）时，旋翼功率消耗于旋翼本身的诱导功率、本身的型阻功率和直升机机体的废阻功率，以及用于

爬升或机动所需的功率。这四项功率之和称为旋翼的需用功率。通常旋翼功率应等于旋翼需用功率以满足直升机的飞行要求。旋翼功率系数是旋翼功率的无量纲化，它等于旋翼功率除以 $\rho\pi R^2(\Omega R)^3/2$。式中，$\rho$ 为空气密度，R 为旋翼半径，Ω 为旋转角速度。



旋翼的可用功率和需用功率

（撰写：高 正　审订：王适存）

xuanyiji

旋翼机 autogyro 一种利用前飞时的相对气流吹动旋翼自转以产生升力的航空器。全称自转旋翼机。旋翼机与直升机在外形上有些相似，但它的旋翼不像直升机那样由动力装置直接驱动，而是前进时在空气动力作用下像风车那样自行旋转，产生升力。它的前进力由动力装置直接提供。而在直升机上前进力是由旋翼前倾产生的。此外，自转旋翼没有反扭矩的作用，所以无须安装尾桨。第一架成功的旋翼机是 1923 年由西班牙人 J. 切尔瓦研制出来的。20 世纪 20 年代末和 30 年代初，旋翼机曾得到发展，后来被直升机取代，几乎消失。旋翼机必须具有前进速度，才能使旋翼自转以产生升力。它不能垂直上升，也不能在空中悬停，必须滑跑加速才能起飞。后期的一些旋翼机，为了缩短起飞滑跑距离，在起飞前利用发动机带动旋翼在零桨距下旋转，然后把旋翼同发动机断开，突然增大桨距，实现所谓跳跃起飞。旋翼机着陆时，只须关掉发动机，靠旋翼自转下滑便可接近于垂直着陆。旋翼机的结构比直升机简单，起飞滑跑距离较轻型飞机的短，一般用于游览和体育活动（见图）。



旋翼机

（撰写：王适存　审订：杨惠琴）

xuanyi jianggu

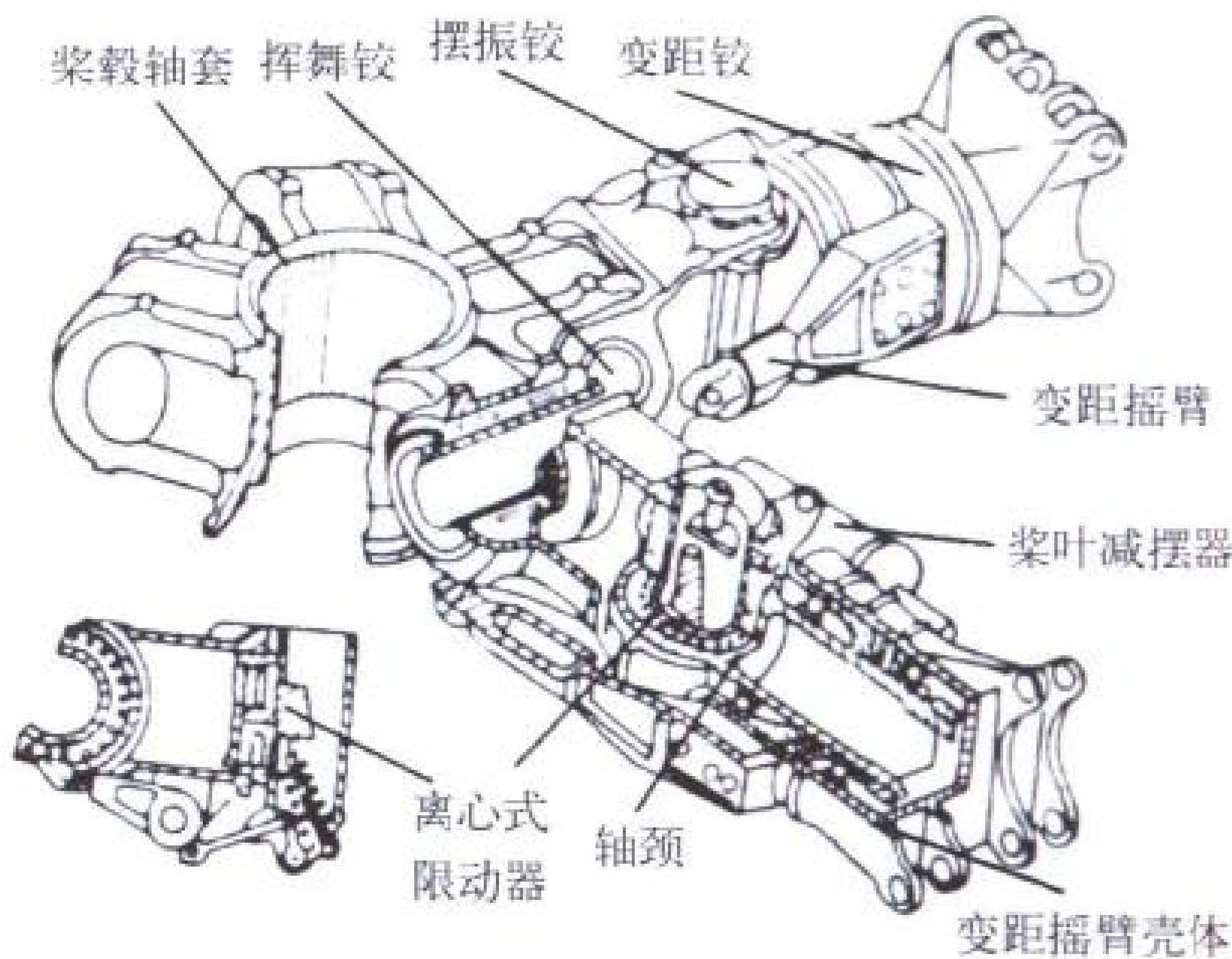
旋翼桨毂 rotor hub 又称旋翼毂，简称桨毂。用于安装桨叶，并使桨叶与直升机的传动系统和操纵系统相连接的中间部件。旋翼桨毂与旋翼轴相连，将发动机功率传给桨叶，使之旋转而产生空气动力，同时又将桨叶的各种载荷传给机体。

旋翼桨毂的型式与旋翼分类相对应，一般也有铰接式、半铰接式、无铰式、无轴承式等。

铰接式桨毂一般由桨毂轴套、挥舞铰、摆振铰、变距铰、变距摇臂、桨叶减摆器、离心式下垂限动器等组成。通过挥舞铰和摆振铰实现桨叶的挥舞和摆振运动，由变距摇臂拨转变距铰实现桨叶的变距操纵。此外，为了满足某些直升机的运载和停放要求，旋翼桨毂上有时还装有供旋翼桨叶折叠用的折叠机构。

半铰接式桨毂一般由桨毂轴套、挥舞铰、变距铰和变距摇臂等组成；与铰接式桨毂相比，因无摆振铰而结构较简单，重量较轻。

无铰式桨毂一般由桨毂轴套、变距铰和变距摇臂等组成；与半铰接式桨毂相比，因无挥舞铰而使结构更简单、重量更轻。



铰接式旋翼桨毂

无轴承桨毂，仅有桨毂轴套及支臂，与桨叶直接连接而无任何铰链，这种桨毂结构最简单。

当今发展的重要趋势之一是简化旋翼桨毂构造。随着复合材料和粘弹性材料的发展和应用，大大减少了桨毂零件的数量、重量和相应的维修工作量，提高了操纵功率和使用寿命，改善了经济性。新型桨毂的出现也提高了直升机的性能和可靠性。

（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

xuanyi jiangpan zaihe

旋翼桨盘载荷 rotor disk loading 旋翼的拉力 T（定常飞行时旋翼拉力近似等于直升机总重 G）与旋翼桨盘面积 πR^2（R 为旋翼半径）之比。通常以 P 表示，$P=G/\pi R^2$。意指单位桨盘面积承担的直升机重量，它相当于固定翼飞机的机翼载荷。

一般直升机旋翼桨盘载荷范围约为 $P=147\sim441\ \mathrm{N/m^2}$ $(15\sim45\ \mathrm{kgf/m^2})$。随着直升机飞行总重的增大，而旋翼直径不能相应地增大，因而桨盘载荷有增大的趋势，但桨盘载荷的增大也受到旋翼下洗流速度和自转下滑速度的限制。

（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

xuanyi jiangye

旋翼桨叶 rotor blade 简称桨叶或主桨叶。连接在直升机旋翼桨毂上旋转而产生空气动力的翼面。一副旋翼具有 2 片或数片桨叶（目前最多的为 8 片），提供直升机实现各种飞行所必需的升力、前进力和操纵力等。

旋翼桨叶的剖面形状称翼型。一片桨叶沿径向（展向）可由不同的翼型组成，以提高其旋翼效率，延缓激波失速和气流分离效应，取得较好的空气动力性能。旋翼桨叶的翼型在固定翼飞机翼型的基础上发展，但有其独特的要求。旋翼桨叶的平面形状早期均为沿半径方向展弦比很大的矩形。近年来在桨尖形状改进上取得了突出成果。因为桨尖是桨叶动压最高区，前飞时该处速压变化最大，是桨叶气动特性最敏感的位置。由此在桨尖部分（占旋翼直径5%～10%左右），发展了包括尖削、后掠、下反、蹼形甚至更为复杂构型在内的多种桨尖形式，在提高升力、降低振动及噪声等方面取得了良好效果。由于桨叶沿径向来流速度相差很大，因此通常都具有负的几何扭转角。

旋翼桨叶一般由根部接头、大梁、蒙皮及其支持件、桨尖、配重、前缘防护包皮、后缘条、后缘调整片，以及桨叶附属装置（如防冰系统、裂纹报警系统）等组成。

旋翼桨叶的结构形式，在20世纪50年代中期前是混合式构架结构（由钢管大梁、木质翼肋、层板或布蒙皮组成）和木质结构。由于其气动外形差、工艺复杂、刚度低、性能差、寿命短、成本高等原因，50年代末开始大量使用全金属结构桨叶。金属桨叶主要由铝合金大梁、铝合金蒙皮、翼肋或金属蜂窝芯块或泡沫塑料芯块的蒙皮支持件等组成。60年代以后，为了进一步提高直升机性能及延长桨叶使用寿命，研制成功了金属复合材料桨叶（由不锈钢或钛合金大梁、复合材料蒙皮及其支持件等组成）和全复合材料桨叶，后者已广泛用于现代新型直升机上。

金属桨叶的寿命一般仅在2000 h以下，复合材料桨叶的寿命一般可达4000 h以上，甚至可达无限，而且气动力设计和动力学设计趋于完善，这就给桨叶的优化设计及其使用开拓了广阔的前景。

（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

xuanyi jiangye jihe niuzhuan

旋翼桨叶几何扭转 rotor blade geometric twist 沿旋翼桨叶的展向各剖面（翼型）的弦线不在同一平面内，而相互间存在一定夹角，即桨叶各剖面具有不同安装角的桨叶布局。若桨叶剖面的安装角从桨根至桨尖是逐渐减小的，则称为负扭转；若剖面安装角沿展向的变化是线性的，则称为线性扭转。

旋翼桨叶几何负扭转，有利于改进悬停状态的桨叶诱速分布，而且在大速度前飞状态可推迟前行桨叶翼面局部激波的产生和延缓后行桨叶的失速；但对于自转下滑状态，桨叶的几何负扭转的影响是不利的。

直升机旋翼桨叶多采用线性扭转，少数直升机采用非线性扭转，桨叶几何扭转角范围一般为 -8° ～ -14° 。

（撰写：徐国华　审订：高　正）

xuanyi jiangye qidong niuzhuan

旋翼桨叶气动扭转 rotor blade aerodynamic twist 沿旋翼桨叶的展向各剖面（翼型）的零升力线不在同一平面内，而相互间存在一定夹角的桨叶布局。桨叶沿展向选用不同弯度的翼型，翼弦虽在同一平面内，但零升力线不在同一平面上，这种仅由于零升力迎角的不同在实质上形成的剖面迎角的相对扭转，称气动扭转。

旋翼桨叶扭转可看成由几何扭转和气动扭转两部分组成。气动扭转在改进悬停和前飞状态的旋翼气动性能方面与几何扭转有类似的效果。　（撰写：徐国华　审订：高　正）

xuanyi lali

旋翼拉力 rotor thrust 俗称旋翼升力。旋翼的空气动力合力在构造旋转轴上的投影，常以字母 T 表示。T 除以桨盘面积与桨尖速压的乘积 $\pi R^2 \cdot \frac{1}{2}\rho(\Omega R)^2$，得到无量纲的旋翼拉力系数，以 C_T 表示。　（撰写：高　正　审订：王适存）

xuanyi qianjinbi

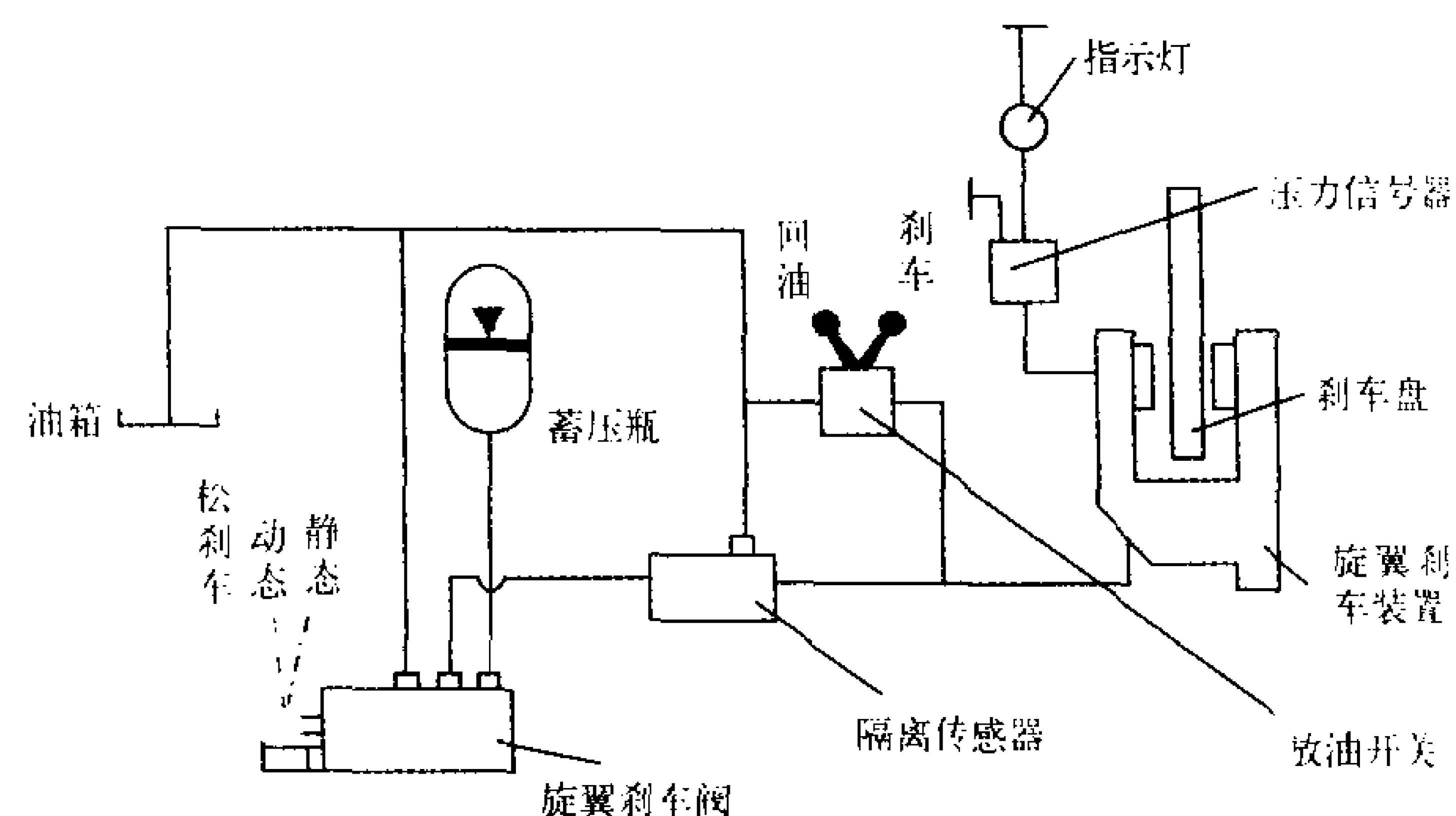
旋翼前进比 advance ratio 直升机前飞速度或前飞时相对气流速度在旋翼旋转平面上的投影对桨尖的旋转线速度之比。通常用 μ 表示，即

$$\mu = V_0 \cos\alpha_s / (\Omega R)$$

式中 V_0 为飞行速度；α_s 为桨盘迎角；Ω 为旋翼旋转角速度；R 是旋翼半径。前进比是旋翼工作状态特性参数。悬停时，$\mu = 0$；前进速度越大，μ 值越大。它表征桨盘左右两边相对气流速度的不对称程度。（撰写：高　正　审订：王适存）

xuanyi shache zhuangzhi

旋翼刹车装置 rotor brake device 直升机在地面发动机停车后，使旋翼尽快停转的装置。直升机在地面（舰、船面）停放时，为防止旋翼转动，除桨叶系留外，同时也使用该装置将旋翼刹住。旋翼刹车装置通常安装在主减速器的尾传动轴处，有机械、电磁、气压、液压等不同形式。



旋翼刹车系统示意图

（撰写：郭士龙　张燮年　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

xuanyi shidu

旋翼实度 rotor solidity 旋翼的所有桨叶平面面积（kbR）与整个旋翼桨盘面积（πR^2）之比，一般以 σ 来表示

$$\sigma = kb/\pi R^2$$

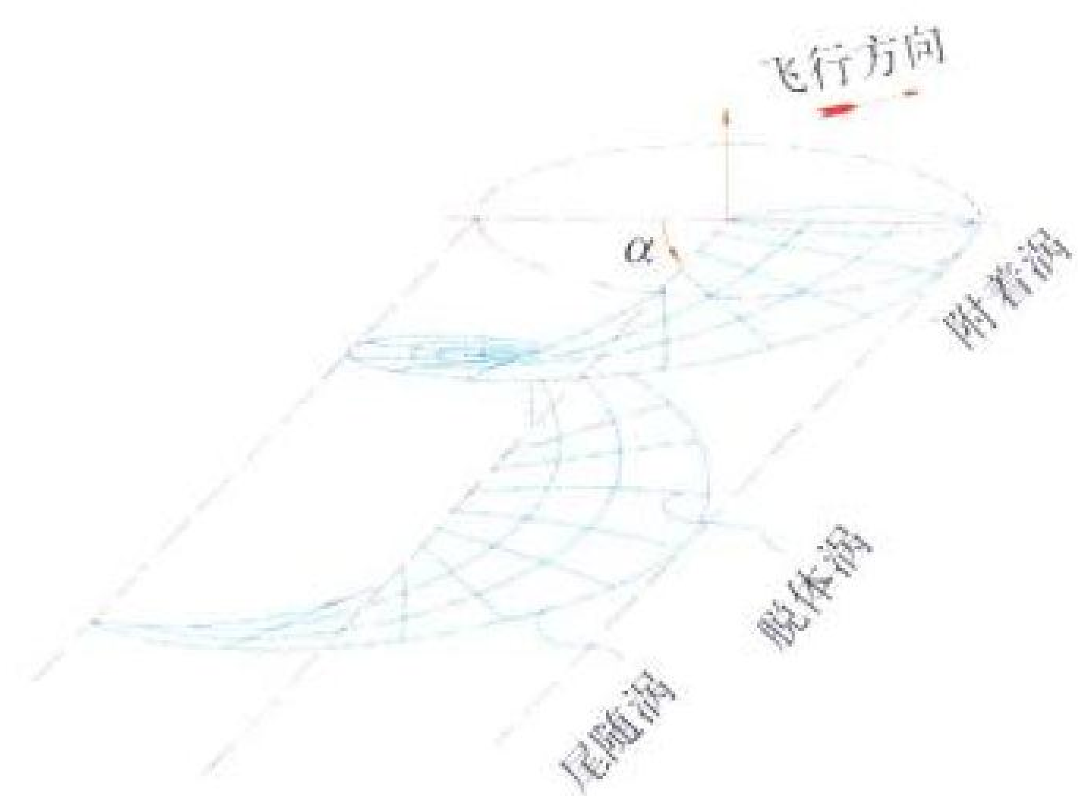
式中 k 为桨叶片数；b 为桨叶平均弦长；R 为旋翼半径。

旋翼实度的数值随桨叶片数的增加而增大，其范围约为 $\sigma = 0.03 \sim 0.12$ 。每片桨叶的实度范围约为 $\sigma/k = 0.015 \sim 0.022$，它是表征旋翼桨叶展弦比（$R/b$）的一个重要设计参数。　（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

xuanyi woxi

旋翼涡系 rotor vortex system 代表旋翼在空气中的作用以产生同样诱导速度的涡系。利用选定的涡系模型，通过毕奥萨瓦定律可以近似地计算旋翼诱导速度。旋翼涡系是旋翼涡流理论的基础，已有约70年的发展历程。当代实际应用的涡系分为三大类：(1) 以规则形状的涡线构成的固定涡系；(2) 以试验为基础而设定尾涡形状的预定涡系；(3) 涡线随当地速度而畸变的自由涡系。南京航空航天大学王适存教授于

1961 年以斜圆柱体涡系建立的广义经典涡流理论，能够确定任何定常飞行状态中旋翼在空间任一点的时均诱导速度，国际上称为“王适存涡流理论”。



王适存涡流理论的旋翼涡系

（撰写：高 正 审订：王适存）

xuanyi xiaxi liu

旋翼下洗流 rotor downwash 直升机飞行时，相对气流流过旋翼时产生的附加的向下气流，即旋翼诱导的向下的气流。其方向垂直于桨尖轨迹平面。旋翼下洗流与飞行相对来流的合成气流与飞行速度的夹角即下洗角。旋翼的拉力可看成旋翼桨叶把气流向下增速而获得的向上的反作用力，它的大小与下洗流密切相关。在悬停状态，旋翼拉力与下洗速度的平方成正比。（撰写：徐国华 审订：高 正）

xuanyi youdao sudu

旋翼诱导速度 rotor induced velocity 旋翼运转所激起的空气速度增量。旋翼在空气中旋转时，对周围空气激起诱导速度，从而旋翼产生空气动力。用理论或试验方法确定旋翼的诱导速度是确定旋翼的气流环境和解决旋翼空气动力问题的基础。一般来说，旋翼周围的诱导速度极为复杂。迄今，确定旋翼诱导速度的研究一直在进行中。旋翼诱导速度与飞行相对速度的合成，即旋翼总的相对气流速度。

（撰写：高 正 审订：王适存）

xuanyi zhijing

旋翼直径 main rotor diameter, rotor diameter 旋翼旋转时桨叶尖形成的圆的直径。由于旋翼转动时，桨叶挥舞运动及受载后的弹性变形，桨尖形成的圆是变动的，因此按桨叶与桨毂结构上形成的直径，只在直升机设计理论图上才能准确确定。旋翼直径关系到旋翼旋转面积（又称桨盘平面）的大小，是直升机设计的基本重要参数之一。

（撰写：郭士龙 修订：温清澄 审订：杨惠琴）

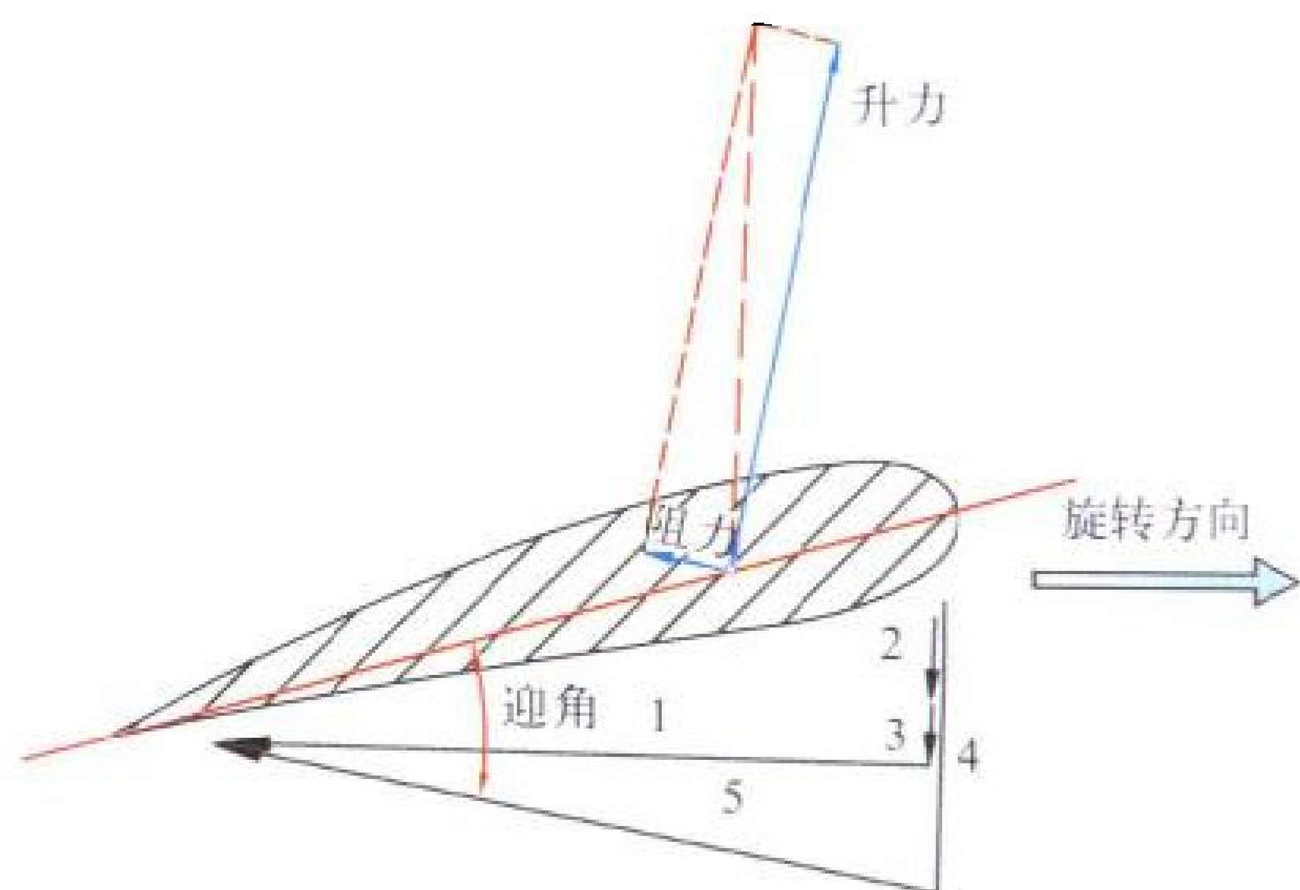
xuanyi zhuiti

旋翼锥体 rotor cone 旋翼桨叶旋转且挥舞时所形成的倒锥形轨迹。锥顶点在旋转轴上，锥面是桨叶的旋转轨迹面，锥底是桨尖轨迹平面。旋翼锥体的倾斜方向基本上代表着旋翼气动合力的方向。如果旋翼桨叶中的一片或几片不同锥，则称为脱锥现象，会引起直升机振动。

（撰写：高 正 审订：王适存）

xuanyi zizhuan

旋翼自转 rotor autorotation 旋翼不是由发动机驱动，而是从垂直下降或斜向下滑时的相对气流中获取能量而旋转的状态。直升机旋翼自转的能量来自直升机的高度势能。旋翼在自转时旋转方向与动力状态相同，此时相对气流使桨叶剖面的升力前倾，拖动桨叶旋转。桨叶典型剖面的速度及力见附图。在发动机停车情况下，直升机利用旋翼自转可实现定常的垂直下降或斜向下滑。驾驶员改变旋翼桨距或桨盘迎角，可改变旋翼自转的转速及下降率，以便安全着陆。



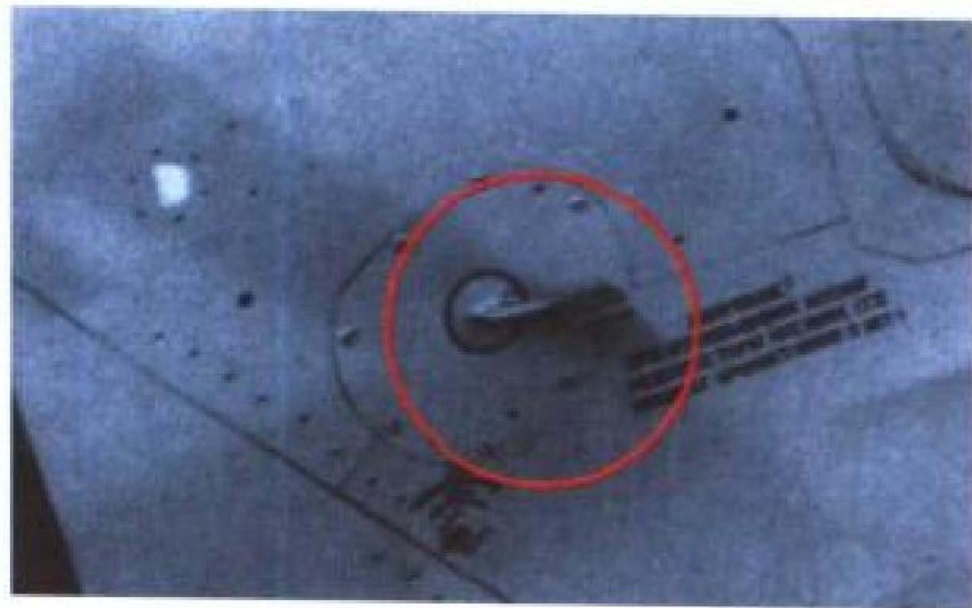
旋翼自转时桨叶典型剖面的力与速度

1—旋转平面内相对速度；2—诱导速度；3—挥舞相对速度；4—下降相对速度；5—剖面相对速度

（撰写：高 正 审订：王适存）

xuanzhuan fengbiaoshi yingjiao chuanganqi

旋转风标式迎角传感器 angle-of-attack transducer with rotating fan 利用对称剖面的叶片自动对准气流方向原理的迎角传感器。是应用较广的一种迎角传感器。由一个具有对称剖面的翼形叶片和角度变换器构成。叶片固定在转轴上，可以绕轴转动。当叶片中心线与气流方向平行时（即无迎角时），气动力对叶片上下面产生的压力相等，叶片不旋转。当飞机以某迎角飞行时，作用于叶片上下面的气动力不等，产生压差，使叶片相对于飞机而旋转，直到叶片剖面中心线与气流方向一致为止，此时，叶片旋转的角度与迎角相等。叶片旋转的角度可用角度变换器变换成电信号。有时为了增加气动力矩而采用两个叶片。同理，和测迎角的叶片成 90° 角处再装相同的另一对叶片，便可以测量侧滑角。这就是迎角、侧滑角传感器。波音 777 飞机上用的迎角传感器便是这种形式的传感器，共用两个，分别装于前机身左、右侧。



旋转风标式迎角传感器

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

xuanzhuan shisu

旋转失速 rotating stall 又称传播失速。压气机叶片排内失速区形成的单个或多个失速团绕转子轴旋转的一种不稳定流动现象。旋转失速时，失速区一般不是周向均匀地出现在通道的整个环面上，而是一个或一系列分布在部分叶尖或轮

毂附近的失速团(图 1)。这些失速团以低于转子转速的角速度旋转。失速团相对于转子和静子叶片转动，是叶片的一种强迫振动源，可能造成叶片失效。旋转失速的机理很复杂，原因还不十分清楚。目前对单个转子叶片排旋转失速的解释是：当叶片排中某个叶片由于某种气流的扰动先出现失速，引起叶片背侧的通道堵塞和在叶片前出现一个气流阻滞区，使局部气流改变流向，导致相邻上游叶片迎角增大而失速和相邻下游叶片迎角减小而脱离失速(图 2)。多级压气机在低转速下工作时，前面几级容易出现旋转失速，随着压气机流量的减少，失速区可向周向及轴向发展，导致整台压气机性能恶化，甚至喘振。

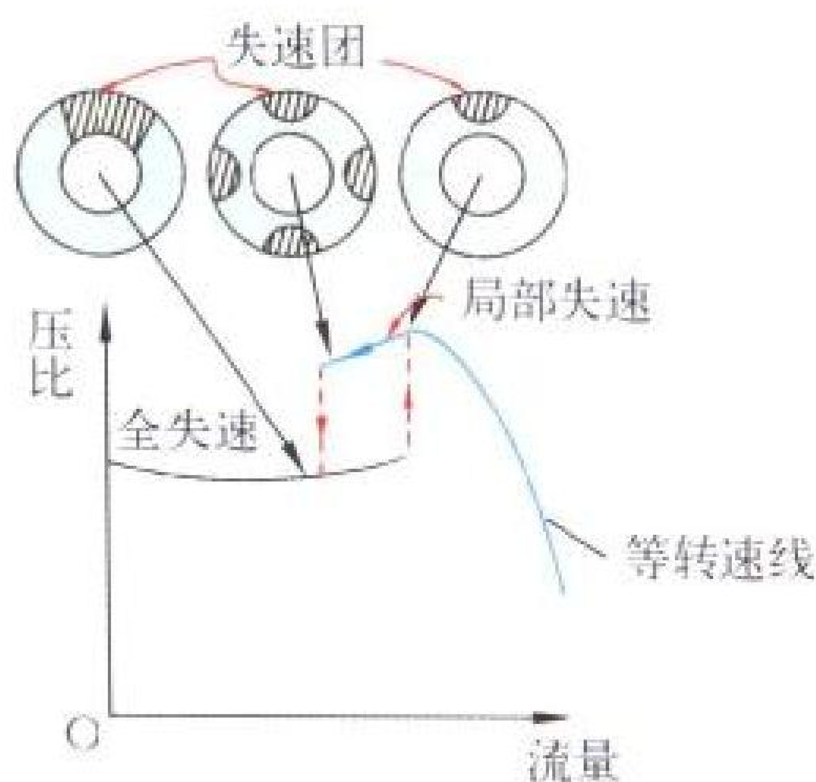


图 1 旋转失速的失速团

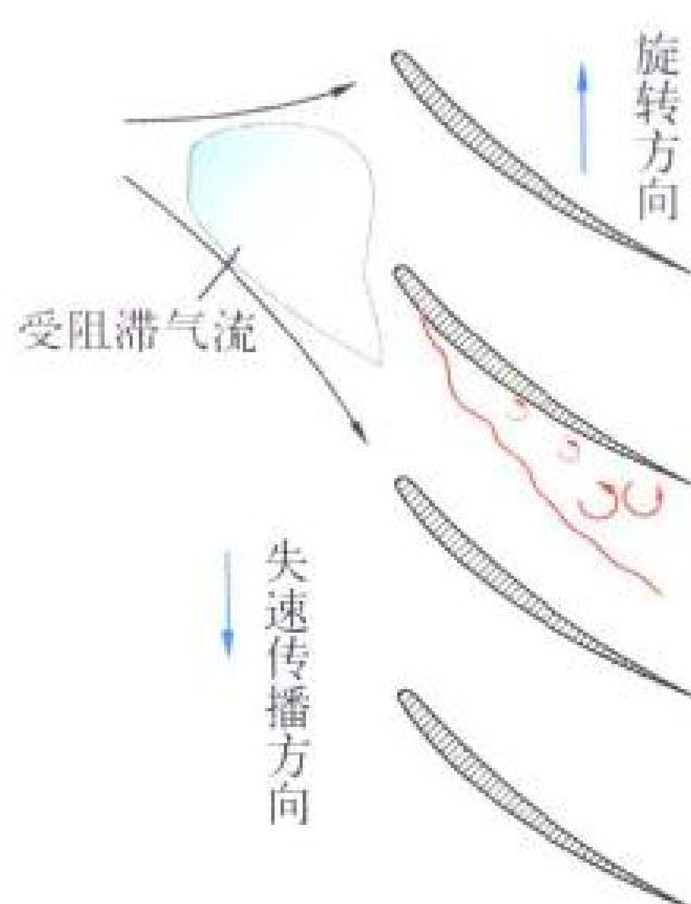
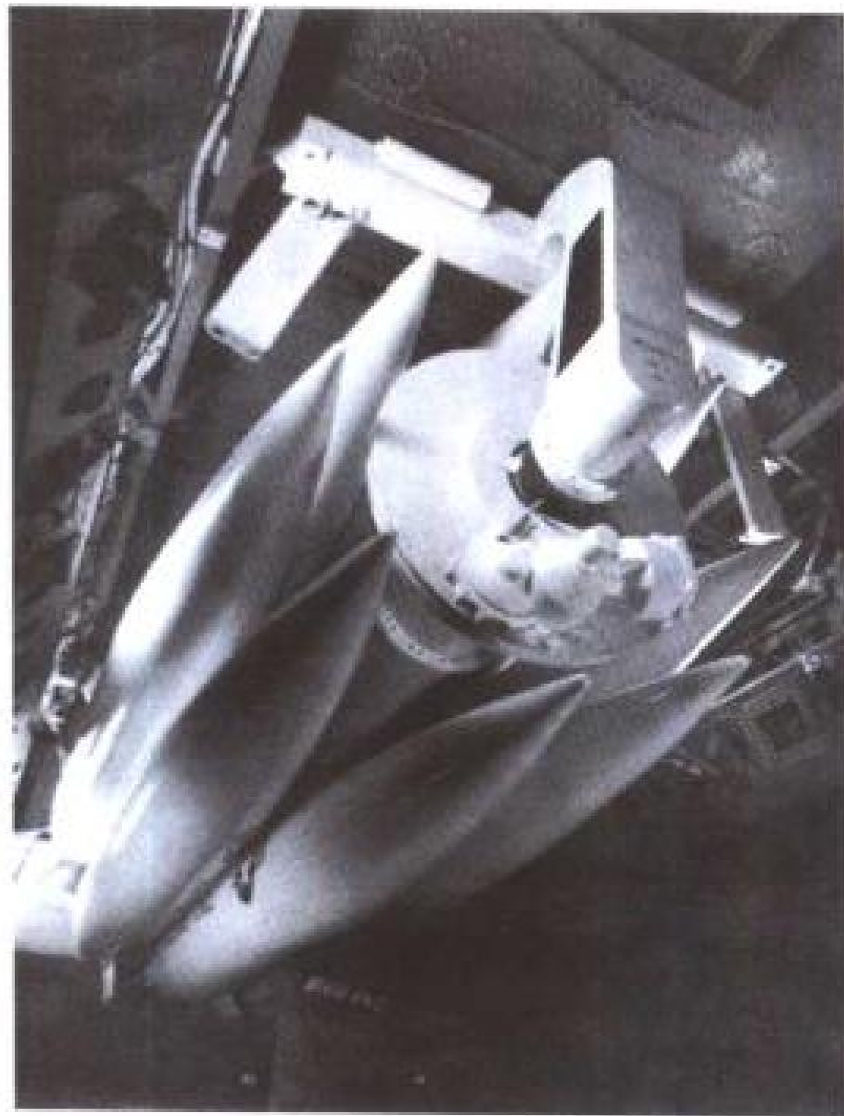


图 2 旋转失速

(撰写：凌天铎　审订：陈矛章)

xuanzhuanshi fashejia

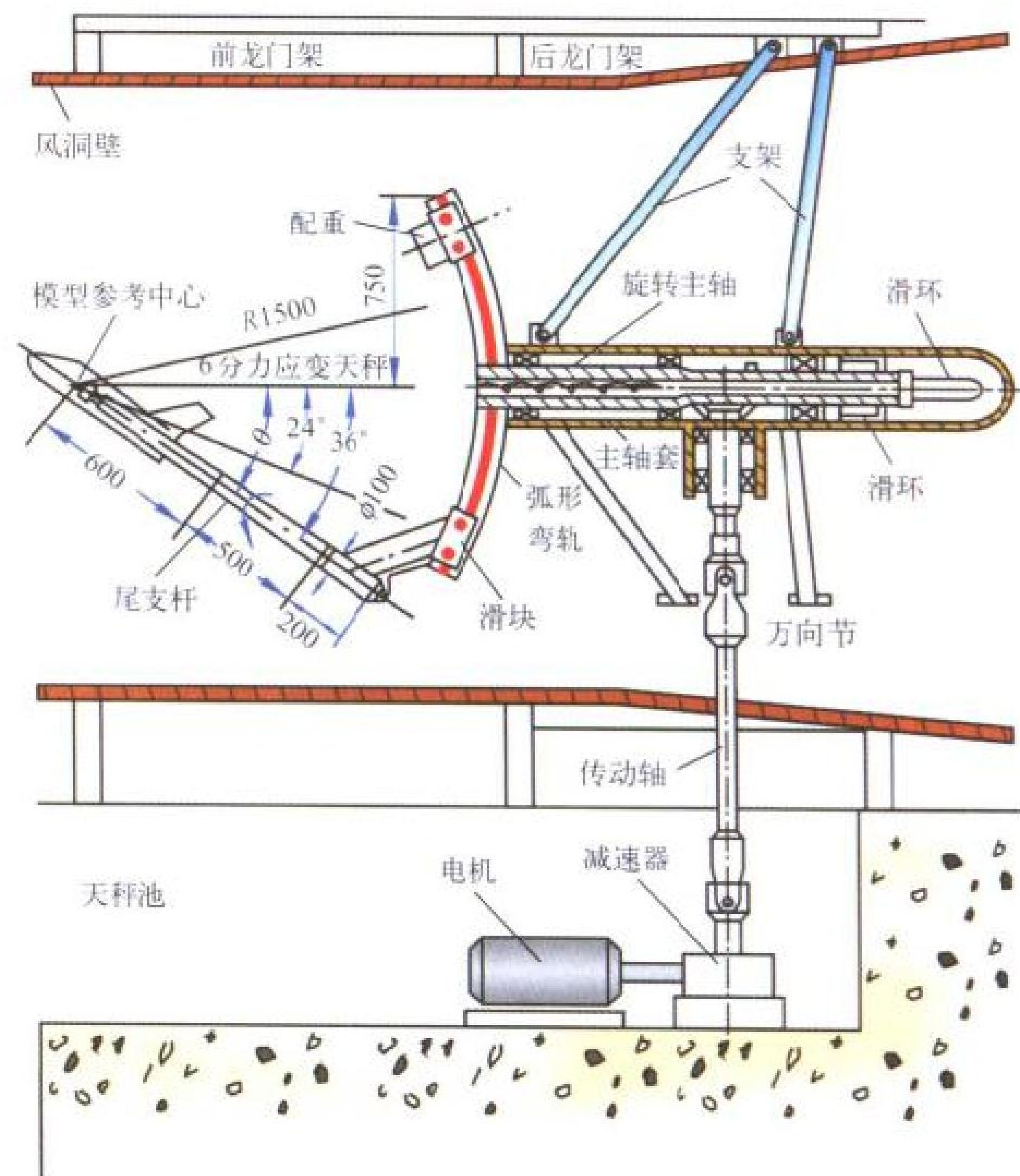
旋转式发射架 rotary launcher　安装在载机内、可旋转运动的新型发射架(见图)。它适用于现代轰炸机在弹舱内高密度悬挂和投放精确制导对地攻击武器。美国的 B-52G/H、B-1B、B-2A 和俄罗斯的图-22M、图-95H、图-160 战略轰炸机，都采用了这种新型高密度内挂旋转式发射架。每架飞机的弹舱内一般容纳一具旋转式发射架，可挂 6～8 枚武器。弹舱门打开之后，即可投放处于发射架最下方的一枚武器，随着发射架的旋转运动，可投放已进入发射架底部位置的另一枚武器，直到投放转到底部位置的最后一枚武器为止。


旋转式发射架

(撰写：王祖典　审订：孙隆和)

xuanzhuan tianping shiyan

旋转天平试验 rotary balance test　在常规风洞中用旋转天平研究飞机失速和尾旋特性的试验。它是用来获得尾旋运动中复杂气动特性的一种手段。目的是得到飞机模型在旋转流场作用下所受到的气动力，用来预测飞机稳定尾旋的平衡点及其性质，也可以为飞机从尾旋的进入、发展到改出的时间历程计算提供气动力原始数据。旋转天平系统由动力装置、旋转主轴、应变天平、滑环、模型支杆、角度机构、配重、数据采集和处理系统等部分组成(见图)。其工作原理是：由电动机带动主轴旋转，从而带动飞机模型绕主轴旋转。装在模型内的六分量应变天平将作用在模型上的空气动力变为电信号并通过滑环传给数据采集和处理系统，最后给出模型在旋转运动中的六个空气动力分量。配重的作用是尽量减低动不平衡。先记录风速为零时模型在不同姿态和不同转速下的惯性力和惯性矩的初读数，然后再将它从风洞运行时所得到的数据中扣除。旋转天平试验所用的模型只要求几何相似，而无须作动力相似模拟。该方法简单、经济、实用，数据的重复性也较好。



旋转天平结构原理图

目前，世界上已有旋转天平装置约 14 台，旋转角速度达 300 r/min，相应的无量纲旋转率 $\omega l/2V$ (ω 为旋转角速度，l 为参考长度，V 为风速)达 0.42，最大的迎角变化范围为 ±180°；最大侧滑角变化范围为 ±90°。有的旋转天平装置可做有尾旋半径的模拟。

(撰写：范洁川　审订：吕志咏)

xuanze keyongxing

选择可用性 selective availability (SA)　美国人为地降低民用 GPS 接收机的定位精度的一种方法。GPS 接收机用民用码(C/A 码)进行定位，精度可达十几米。GPS 是一个全球导航系统，美国为防止他国利用民用 GPS接收机将战略武器高精度地引导到美国本土，对 GPS 的民间使用实施了所谓选择可用性(SA)。水平定位精度降为 100 m，垂直定位精度降至 157 m，称之为标准定位服务(SPS)，但对一些美国国防部特许用户的 GPS 接收机，用 C/A 码定位，仍可保持高的精度而不降低。众所周知，GPS 接收机的定位精度取决于 GPS 卫星播发星历数据的精度以及 GPS 接收机测量伪距的精度。施加 SA 就是在星历数据中引入附加的伪随机误差，以及在 C/A 码定时信号中引入伪随机抖动。从而引起接收机附加的

测距误差和定位误差，降低定位的精度。对于特许用户的GPS接收机配备有消除星历数据附加伪随机误差和定时信号伪随机抖动装置，从而使接收机测伪距和定位的精度不变，同样用C/A码定位，仍可获得较高精度，所以称之为选择可用性。（撰写：谈展中　审订：李四海）

xundi zhidao

寻的制导　homing guidance　见航天卷。

xunhang

巡航　cruising　飞机选择经济性较好的飞行状态，进行长距离、长时间的飞行。飞机巡航能力是衡量飞机性能好坏的标准之一。巡航飞行主要用于转场、空中运输、护航、巡逻和有关科目的训练飞行。巡航飞行的速度有两种：对应于公里耗油量最小的飞行速度称为远航速度；对应于小时耗油量最小的飞行速度称为久航速度。飞机按远航速度飞行，航程最长，飞机按久航速度飞行，续航时间最长。巡航飞行时发动机工作状态要选择燃料消耗率较小的工作状态。喷气发动机巡航工作状态的功率通常为最大推力的65%～75%；活塞式发动机巡航工作状态的功率一般小于额定工作状态功率的75%。发动机在这个状态工作时，机件承受的动力载荷与热载荷均较低，适于长时间连续工作。巡航速度要适应长距离、长时间飞行的需要，选择公里燃料消耗量最小时所对应的速度；巡航高度要选择能获得最小公里燃料消耗量的高度。有空中加油和带副油箱的飞机可以提高巡航飞行性能。（撰写：李玉璞　审订：李志强）

xunhang sudu

巡航速度　cruise speed　飞机为执行一定任务而选定的适宜于长时间或远距离飞行的定常速度，通常用发动机耗油率较低的状态飞行。（撰写：任源博　审订：顾诵芬）

xunhang tuili

巡航推力　cruise thrust　发动机在巡航状态工作时的推力。巡航状态是长时间飞行或远距离飞行时发动机主要工作状态，其推力远低于最大推力，并具有良好的经济性。飞机在巡航飞行时，驾驶员靠移动油门来保持期望的高度和速度，因此巡航推力的大小由飞机需用推力确定，发动机的巡航状态对应着相当宽的油门范围，一般巡航推力为中间推力的50%～80%。为了在发动机出厂时检验发动机性能，有些发动机又规定了一个特定的巡航状态油门位置，并在地面试车时录取此状态的推力和耗油率。（撰写：张津　审订：陈大光）

xunluo

巡逻　cruise　航空兵以较少的兵力在指定空域和规定时间内所进行的警戒飞行，通常不依靠地面指挥引导。（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

xunluoji

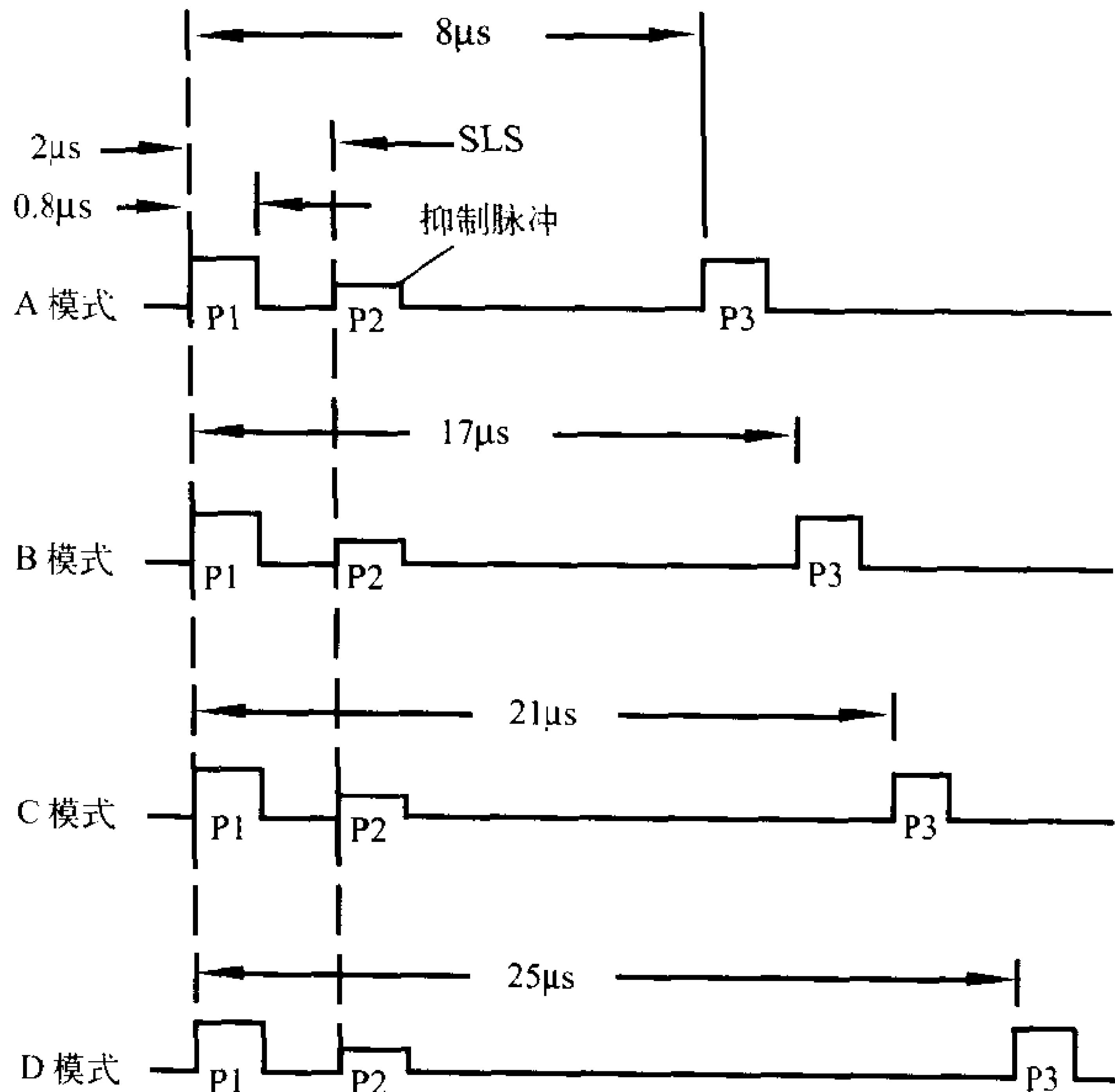
巡逻机　patrol aircraft　用于执行巡逻任务的飞机和直升机。根据任务的不同，可以分为军用巡逻机和民用巡逻机。军用巡逻机主要用于监视领土和领海的安全，特别是海岸的警戒，一旦发现情况，立即通知作战部队去攻击目标。海上巡逻机主要用于及时发现并摧毁敌方的水面舰只和潜艇。由于这两类目标的机动性都很低，所以海上巡逻机一般不要求有很高的机动性，但是应具有较强的续航能力和对海搜索能力，例如美国的P-3反潜巡逻机。民用巡逻机主要用于农场、草原、森林和海洋巡逻，以便及时发现火灾、病虫害或其他自然灾害，这类巡逻机一般为轻小型通用飞机。（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

xunshi jiancha

巡视检查　walk-around inspection　在地面进行的对从地面可见的飞机外表部分的一般目视检查。巡视检查一般按规定的路线绕飞机巡视一圈，通常用于飞行前检查、再次出动检查、过境检查、维修合格后放飞前的检查等场合。（撰写：王立群　审订：曾天翔）

xunwen moshi

询问模式　interrogation mode　二次监视雷达的询问信号为脉幅调制（PAM）信号，主要由两个脉冲组成（P_1与P_3），两个脉冲的间隔决定于询问模式。共有6种不同的询问模式。模式1、模式2和模式3是军用，用于识别，其脉冲间隔分别为3 μs、5 μs和8 μs。模式A为民用，其脉冲间隔同模式3，也用于识别，模式A与模式3相同。模式C用于高度报告，军民共用。模式B和模式D均属民用，模式B用于识别（现尚未使用），模式D为备用。目前只用A、C两种模式，A、B、C、D模式询问信号如图所示。脉冲对P_1与P_3之



询问信号A、B、C、D的模式

间的间隔为：A模式8 μs，B模式17 μs，C模式21 μs，D模式25 μs，其误差为±0.2 μs。在P_1脉冲前沿之后2 μs，由全向天线以同一频率发射P_2脉冲，P_2脉冲用来抑制应答机对旁瓣询问的回答。二次监视雷达询问时，一般用A模式和C模式轮流询问，因此，所得到的飞机识别数据和高度数是1∶1。（撰写：薛文安　审订：周其焕）

xunyou lengque fadianji

循油冷却发电机　conduction oil cooled generator　应用循环流动的滑油间接冷却的发电机。经过换热器冷却的滑油进入发电机壳体上的螺旋形油路、发电机转子空心轴内，

吸收转子的绕组和磁极传导出的热量后回流到换热器，带走定子和转子的热量，降低已经加热的滑油的温度，形成循环冷却。这种冷却方式很少像强迫气冷发电机那样受飞行高度的影响，冷却效果也较好。

（撰写：张秉权　审订：杨燕生）

xunlian feixing

训练飞行 training flight　为使飞行人员掌握和提高驾驶及与飞行有关的技术而组织的飞行。训练飞行的主要内容有驾驶技术、战术、领航、通信、射击、轰炸、侦察、转场、电子战和科研试飞等专业技术。训练飞行分地面理论教育、地面模拟飞行和空中训练飞行三部分。空中训练飞行包括带飞和单飞。组织与实施训练飞行必须坚持从实际出发，严格训练，理论联系实际，由简入繁，循序渐进的原则。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

xunsu jianya

迅速减压 rapid decompression　又称爆炸减压。高空飞行中增压座舱失去密封时舱内气压在很短时间（大约 0.05～1s）内迅速下降到与外界压力平衡的过程。对人体的影响有气压剧降引起物理效应（如气压性损伤）、高空缺氧和体液沸腾。人体受伤程度取决于减压时间、减压值、供氧系统性能等。防止和降低迅速减压对人体危害的主要措施：(1) 增强增压座舱强度和采用合理的增压座舱压力制度，使压力制度既满足防止低气压作用，又保证减压瞬间体内气体膨胀倍数不超过安全限度；(2) 采用先进合理的加压供氧系统，保证减压瞬间体内气卸压效能（供氧面罩内减压瞬间压力峰值不超过 6.37 kPa，加压头盔内减压峰值不超过 7.84 kPa，峰值作用时间不大于 0.3 s）和正确加压供氧；(3) 体验迅速减压效应，增强应急处置能力。

（撰写：张玉明　肖华军　审订：袁修干）

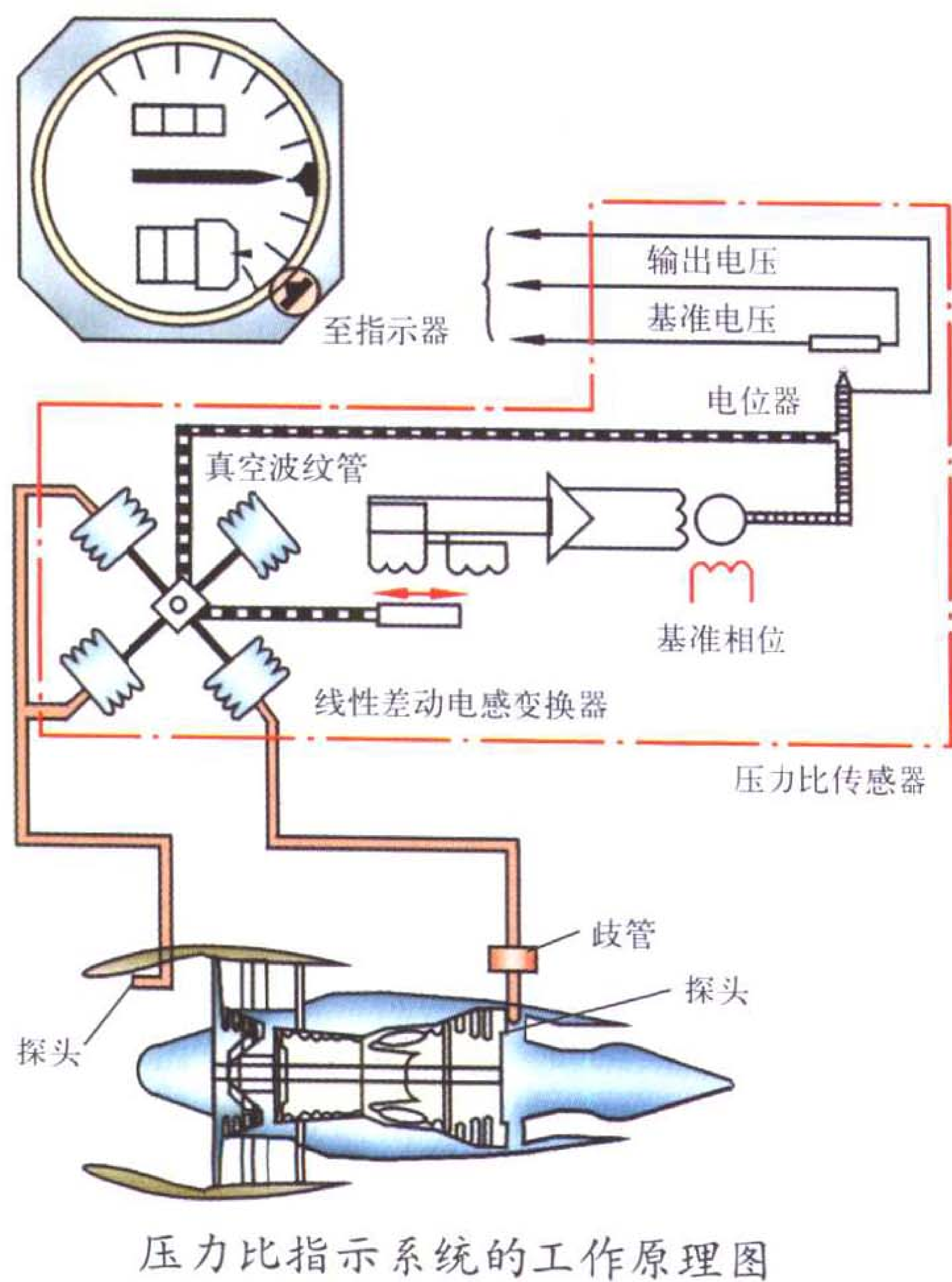


yagan

压杆 stick right or left 驾驶员向左、右侧操纵驾驶杆（盘），使飞机产生坡度（倾斜角）或继续滚转的操纵动作。驾驶员向一侧压杆，使装在机翼后缘的副翼上、下偏转，造成左、右机翼产生升力差，形成滚转力矩，这样使飞机向压杆方向形成坡度，飞机开始转弯，或继续压杆使飞机连续滚转，可以作横滚或多次横滚。驾驶员在压杆的同时要适量地蹬舵，帮助滚转，并使飞机不产生侧滑。驾驶员压杆或蹬舵的动作都应柔和协调。 （撰写：李玉璞 审订：李志强）

yalibibiao

压力比表 engine pressure ratio (EPR) gauge 测量和指示喷气发动机进气总压与排气总压比值的仪表。发动机进气道调节系统中，使用压力比传感器测量压气机进口压力与出口压力之比值，并提供与此比值成比例的电信号。压力比表由压力受感器（又称探头）、压力比传感器和指示器组成。探头用以收集被测压力。探头有两种：一个进气总压探头和若干个排气总压探头，后者分布在尾喷管某一段的四周，以获得喷气的平均总压。进气总压和排气总压由管道送入伺服式压力比传感器中，经敏感元件和力平衡式解算系统，变换成与压力比值相对应的电位计输出的电信号，送给指示器。指示器采用指针/刻度盘和数码轮计数器同时指示被测量的压力比值；指示器还设置有最佳压力比设定机构和显示窗口。飞机上每台发动机配置一套压力比表。多台发动机的各压力比指示器按一定规律集中排列在一起，便于驾驶员判读和比较，进而协调各发动机推力，并根据选择的最佳压力比值，调节各发动机的工作状态，达到最佳效率。现代综合系统显示仪中用指针刻度盘定性显示和数字定量显示相结合的方式，显示 EPR 的测量计算值。 （撰写：黄俊钦 审订：王占林）



压力比指示系统的工作原理图

yali jiayou

压力加油 pressure refuelling 又称闭式加油。通过飞机的集中加油点向飞机增压加油的方式。来自压力加油车或机场地下加油管线的增压燃油经飞机下部的加油接头进入机内加油总管，再通过一系列分配支管同时向各组油箱加油；全机加满（或达到选定油量）时，自动停止加油。目前通用的加油压力（即飞机加油接头前压力）为 0.343 MPa，推荐的加油时间见下表。这是一种方便、安全、快速的加油方式，为现代各种飞机广泛采用。由于燃油流速高，不仅会引起静电荷大量聚积，还会使液体撞击加剧，故必须采取安全措施。

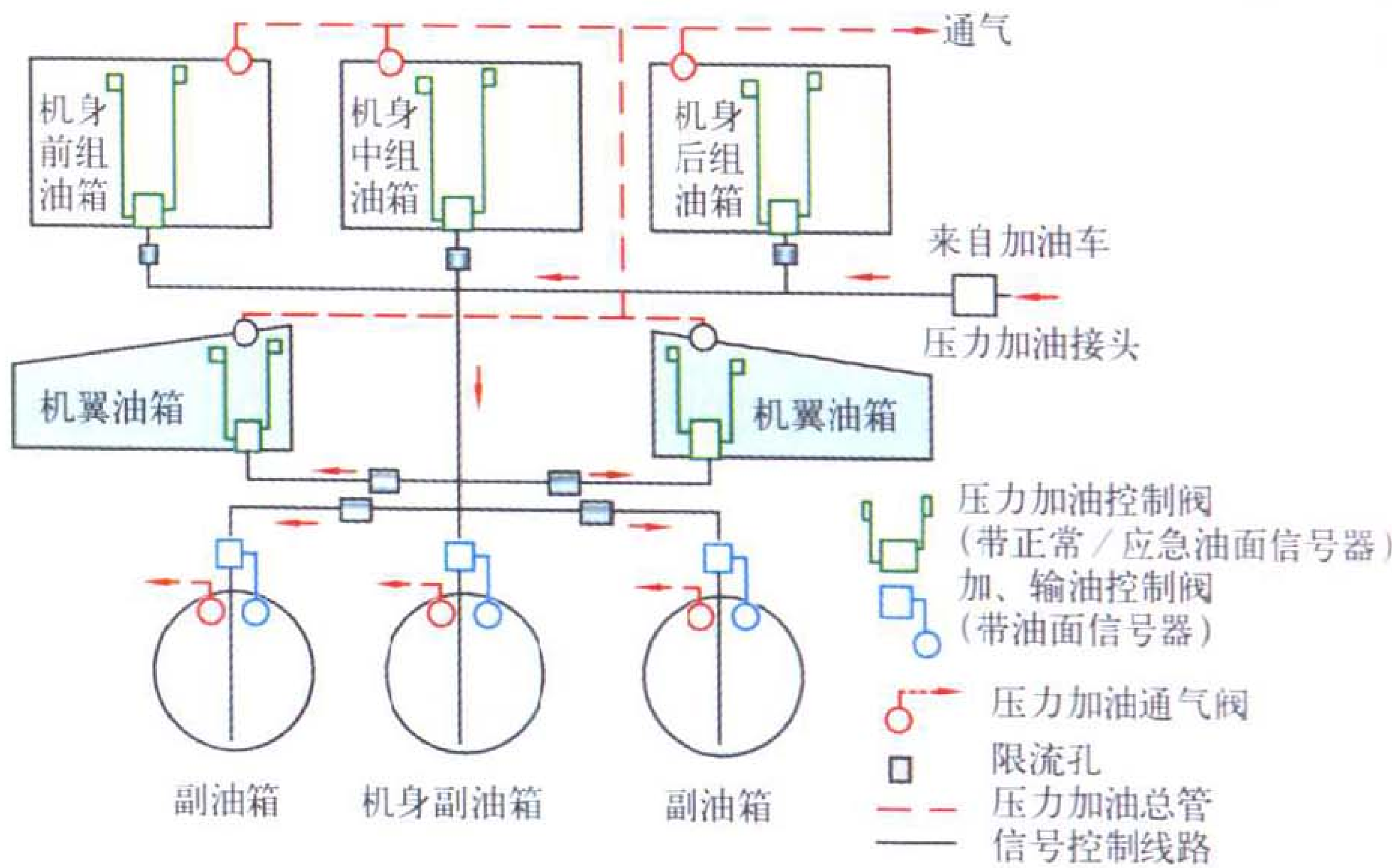
推荐的地面压力加油时间

机载燃油总量/t	加油接头数	推荐最长加油时间/min
45	2	20
22.5	1	18
11.25	1	8
4.5	1	5
1.8	1	2.25

（撰写：徐 千 审订：杨燕生）

yali jiayou xitong

压力加油系统 pressure refuelling system 飞机在地面接受压力加油的系统。其功能见压力加油及重力加油。系统包括压力加油接头、加油总管、压力加油控制阀（或电动插板开关）及油面信号器等附件。每组油箱一般设置“正常”及“应急”两套加油控制阀及油面信号器以确保加油安全及防止加油过满而胀坏油箱或溢出。来自地下加油管线或压力加油车的燃油经加油接头、加油总管、加油支管、开启加油控制阀进入油箱。当达到正常满油油面时，油位信号器发出信号，控制阀（或插板开关）关闭，停止加油。正常控制系统失效时，油面继续上升到达应急油位时，应急油位信号器发出信号，应急控制阀（与正常控制阀串联）关闭，停止该组油箱加油。各组油箱均满时，燃油停止流动，全机加油结束，驾



典型的压力加油系统简图

驶舱满油信号灯亮。如本次飞行任务不需全机加满油时，则由加油量预选系统给定各油箱加油量，当油量计测出该组油箱达到此油量时，预选系统发出信号，使该组油箱加油控制阀关闭，停止加油。加油过程中，可以人为地给出满油信号，观察加油控制阀是否及时关闭，对系统能否正常工作进行预检。由于飞机各组油箱容积不同，为使全机各组油箱基本上同时加满，通常在各加油支管中设置不同直径的“孔板”来合理分配各支管的燃油流速。此外，各组油箱还应设置相应排气能力的压力加油通气阀，及时排出油箱内因大量进油而急剧增压的空气，保证加油畅通。

（撰写：徐 千　审订：杨燕生）

yali kongzhi fanghua sifufa

压力控制防滑伺服阀 pressure control anti-skid servo valve 以刹车压力（负载）为控制量的电液伺服阀。用于接受刹车控制盒指令调节防滑刹车系统的压力。有正增益阀和负增益阀两种类型，正增益阀用于电传刹车系统。工作原理参见电液伺服阀。（撰写：胡枫梧　审订：杨燕生）

yali zhongxin

压力中心 pressure center 简称压心。空气动力合力与基准轴线的交点。当迎角和飞行马赫数改变时，气动合力的大小和方向发生变化，压力中心也随之变化。压力中心与气动中心是两个不同的概念，一般情况下两者不重合。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

yaqiji

压气机 compressor 向气体传输机械能，完成发动机热力循环中气体工质压缩过程以提高气体压力的机械装置。它是航空发动机的重要部件。从进气道出来的空气通过压气机增压，才能提高热力循环的效率。压气机按流动形式可分为轴流式压气机和离心式压气机两大类，兼有两类特点的称为混流式压气机，或称斜流式压气机。按流动速度可分为亚声速、跨声速和超声速压气机。表征压气机性能的基本参数是质量流量、增压比、效率和喘振裕度。

（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

yaqiji chuanzhen

压气机喘振 compressor surge 流经叶片的气流发生严重分离而引起压气机流量和出口气流总压大幅度脉动的一种气动不稳定现象。喘振发生时，流经压气机的气流出现强烈的轴向吞吐波动，造成压气机的振动。气流的压力、速度和总流量均发生明显的骤变。此外，在喘振时出现较大幅度的低频压力脉动。喘振有两种类型：在高转速下易产生由叶片突然失速造成的伴有明显爆震声的突变失速喘振；在较低转速下会发生流量脉动振幅较小且无明显喘振声响的渐近失速喘振或所谓温和喘振。燃气涡轮发动机在加速过程、高空接通加力燃烧室过程，以及其他任何可能造成压气机流量瞬间减小和出口反压瞬间增大的过程，都有可能引起压气机的喘振，伴有涡轮前燃气温度突升和放炮声，造成发动机熄火停车，涡轮等热部件和压气机尾端级叶片超温以及由机械振动引起的失效损坏。因此，喘振是发动机工作中必须极力避免的状态。但是，发动机在整个寿命期内由于各种原因而发生喘振是可能的，因此发动机设计要求考虑即使发生喘振，发动机也不应有严重损伤。现已研制出了“防喘”和“消喘”系统及相应的考核准则，并已用在某些新型发动机上。

（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

yaqiji feidingchangliu

压气机非定常流 unsteady flow in compressor 在绝对或相对坐标系中的任一固定点上，流体运动的状态随时间变化的流动。除湍流外，叶轮机内有两类非定常流：一类是与转子叶片和静子叶片依次交替排列有关的，例如上一排转子叶片出口流场在周向的不均匀性，将使下一排静子叶片感受到来流状态随时间呈近似的周期变化，这种非定常性是叶轮机械所固有的。另一类为气流分离、旋转失速和喘振等，这是与流动稳定性有关的现象。

研究压气机非定常流的意义在于：

(1) 由于非定常流是压气机流动的固有特性，只有以此为基础进行描述和模拟，才有可能完全真实地反映压气机流动机制。

(2) 利用非定常流的机制提高压气机性能。例如试验表明，缩短转子叶片和静子叶片之间的轴向距离，压气机的效率可以提高约一个百分点。缩短轴向间隙的不利后果是叶片排的激振力增大。涡轮与压气机相反，缩短轴向间隙会降低效率。两排静子叶片（或两排转子叶片）之间在周向的相对位置也影响效率，此被称为时序效应。

(3) 研究非定常流对提高发动机的寿命和可靠性有重要作用；不仅旋转失速和喘振等与此有关，叶片的高周疲劳失效和颤振等都对可靠性有重要影响。

（撰写：陈矛章　审订：陈大光）

yaqiji jixia

压气机机匣 compressor casing 包容压气机转子和安装静子的外壳体。其内表面构成压气机流道的外壁面，并装有静子叶片环。机匣承受内压力、轴向力、扭矩和弯矩，还要承担装于其上的附件的重量和惯性力。轴流压气机机匣结构形式有以下两种：

(1) 整体式机匣，图 1 (a)：重量轻、刚性均匀、热变形小，但转子必须是可拆式的。此种压气机的装配和检查间隙比较困难。

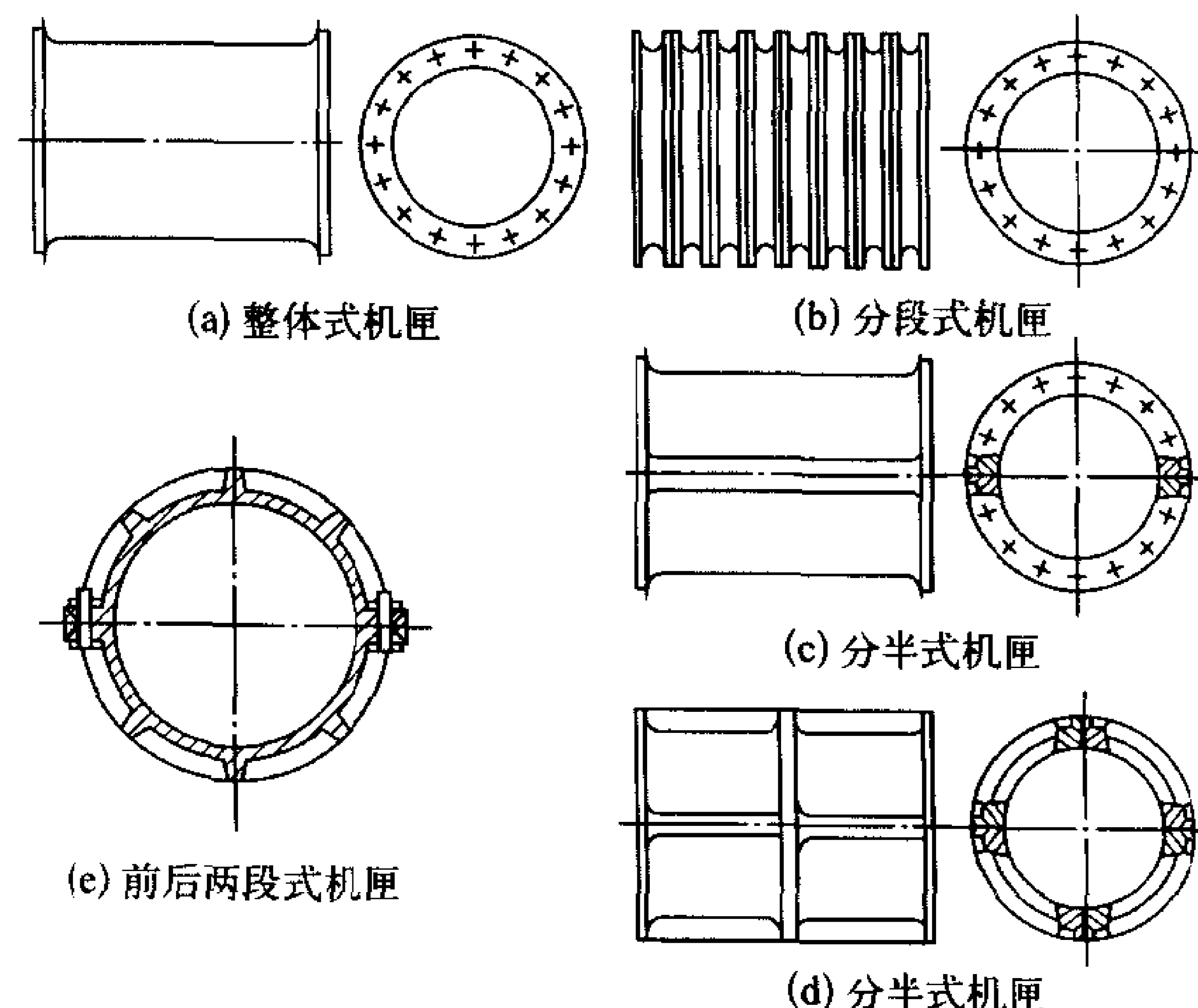


图 1 轴流压气机机匣方案图

(2) 分开式机匣：① 分段式机匣，图 1 (b)：由许多环段组成。刚性较好，但装配比较困难。② 分半式机匣，图 1 (c) 和 (d)：静子叶片装在两半机匣内。压气机的装配简单、检

查方便，但机匣的机械加工复杂、同心度和密封性差。由于压气机前、后段温度不同，在满足结构强度的前提下还可采用不同材料的前后两段组成，图 1(e)。

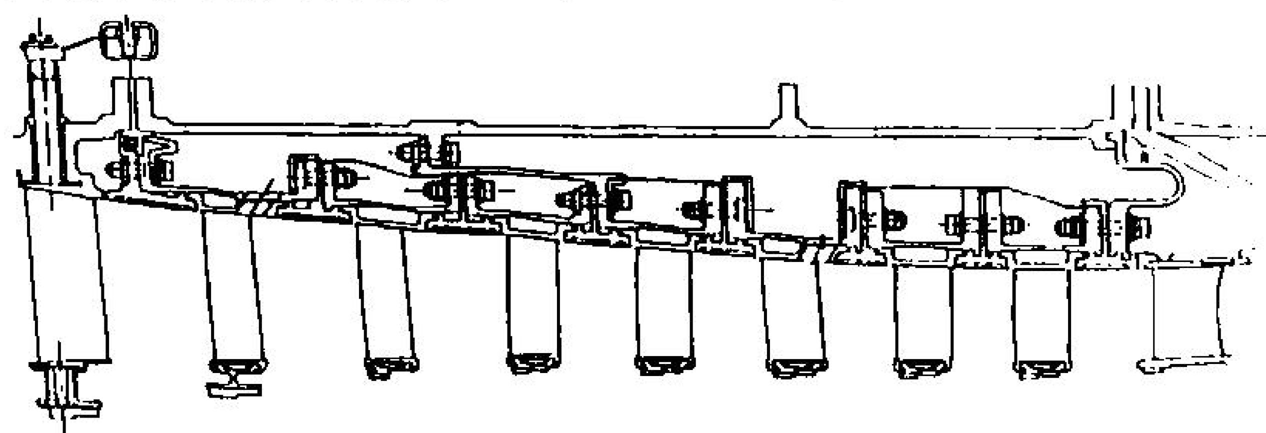


图 2 典型的双层结构压气机机匣

随着发动机总增压比的提高，压气机后面级的内压高，环境温度也高。为了保持机匣圆度，有的压气机机匣采用双层结构，外层用于承力，内层用于安装静子叶片环和构成流道，如图 2 所示。 （撰写：李志广 审订：陈矛章）

yaqiji jiyuanji

压气机基元级 compressor stage element 与轴同心的回转面薄层与级的叶片相截得到的极薄的压气机基本单元。基元级中气体流动过程是压气机中气体流动过程的代表，用来阐明转子叶片加功扩压原理与静子叶片扩压原理。由转子叶片进口气流绝对速度 c_1、圆周速度 u_1 和相对速度 w_1 组成级进口速度三角形。由转子叶片出口气流相对速度 w_2、圆周速度 u_2 和绝对速度 c_2 组成出口速度三角形。基元级速度三角形见图 1。

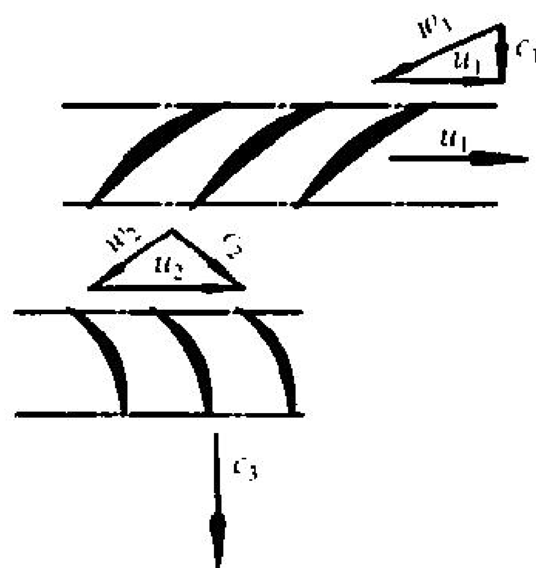


图 1 基元级中速度三角形

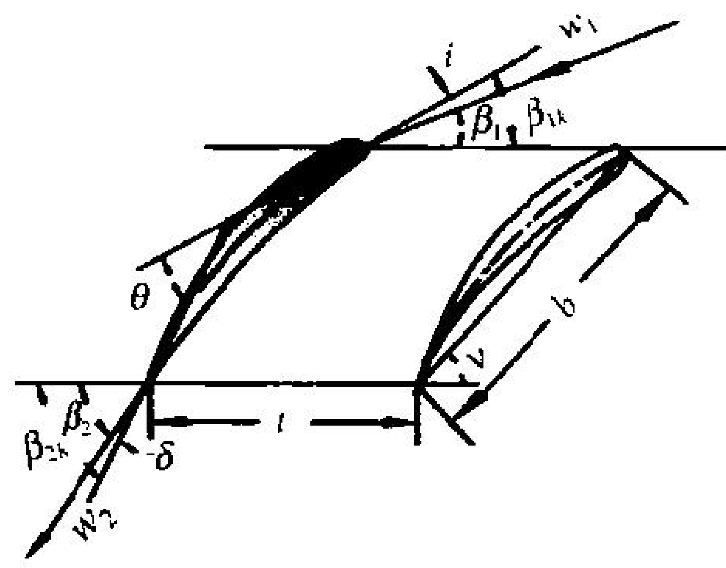


图 2 叶栅参数

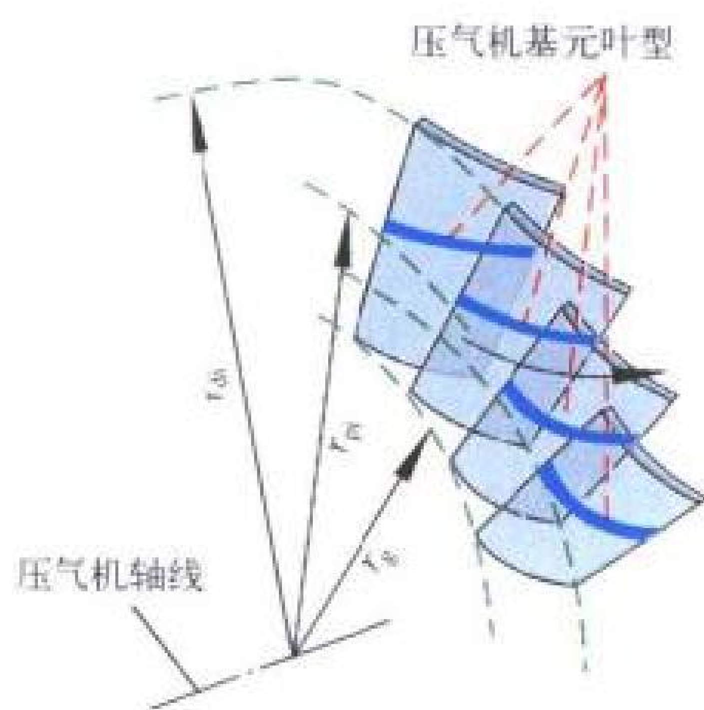


图 3 压气机基元叶片

与决定速度三角形有密切关系的参数是：轴向速度 c_x、周向速度 c_u、圆周速度 u 和气流扭速 Δc_u 等。在一定马赫数下，说明绕基元叶片流动特征的基本参数是气流流入角 i、总压损失系数 ω、气流落后角 δ（图 2）及进出口压力比等，通常由叶栅试验确定。转子基元叶片在转子中的一个截面上的形状如图 3 所示。

（撰写：李志广 审订：陈矛章）

yaqiji jingzi yepian

压气机静子叶片 compressor stator vane 又称压气机整流叶片。压气机中固定在机匣上不随转子转动的叶片。其功用是将前排动叶出口的高速气流通过该静叶的扩散通道扩压并将气流扭转到下级转子进口所要求的方向。静子叶片一般由叶身和榫头组成。叶身要有符合气动设计要求的叶型和扭向规律。榫头的形状与机匣的连接形式有关。静子叶片与机匣的连接形式有：

(1) 叶片单个地直接固定在压气机机匣上（图 1）。叶片有悬臂式的，在某些情况下可能提高喘振裕度和效率，对气动性能有利，但对强度和抗振动不利。有的叶片一端固定在机匣

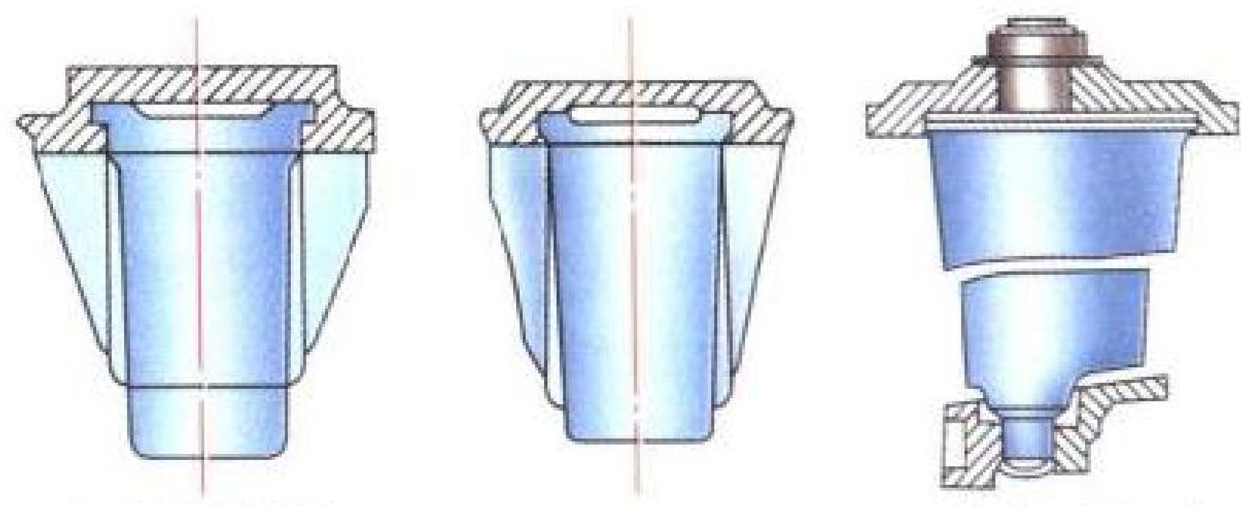


图 1 静子叶片榫头与机匣连接

上，而另一端固定在内环上，形成两端支持的连接。也有些静子叶片直接焊接在压气机机匣壁上（图 2）。

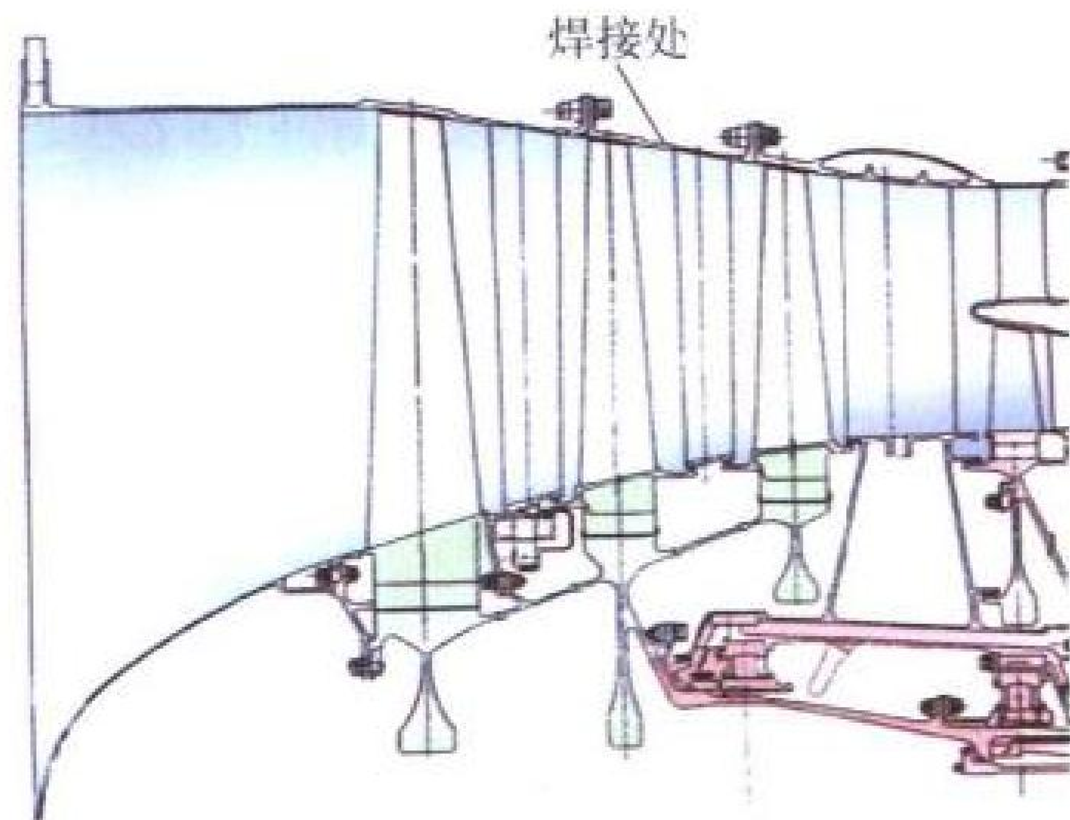


图 2 静子叶片焊接连接

(2) 整流叶片固定在整流环上组成整流器。整流器再固定在压气机匣上（图 3）。

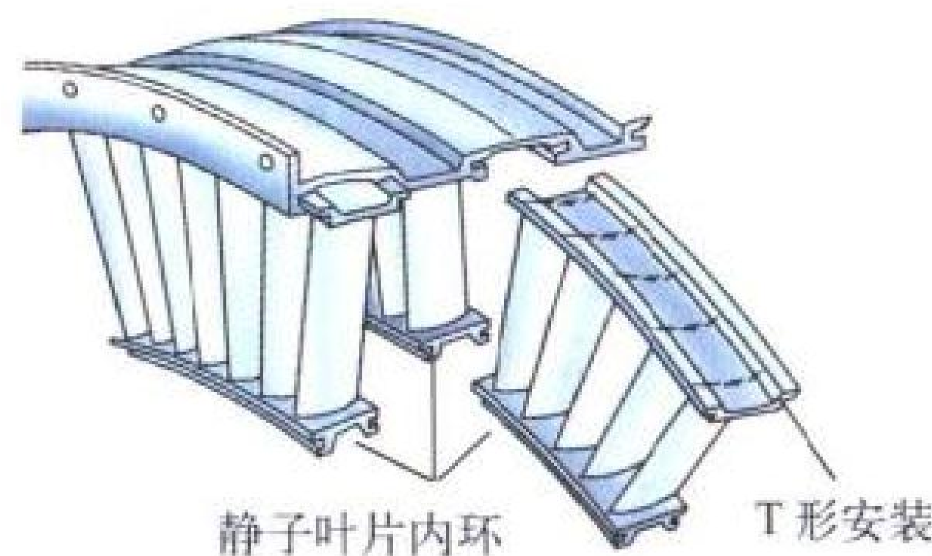
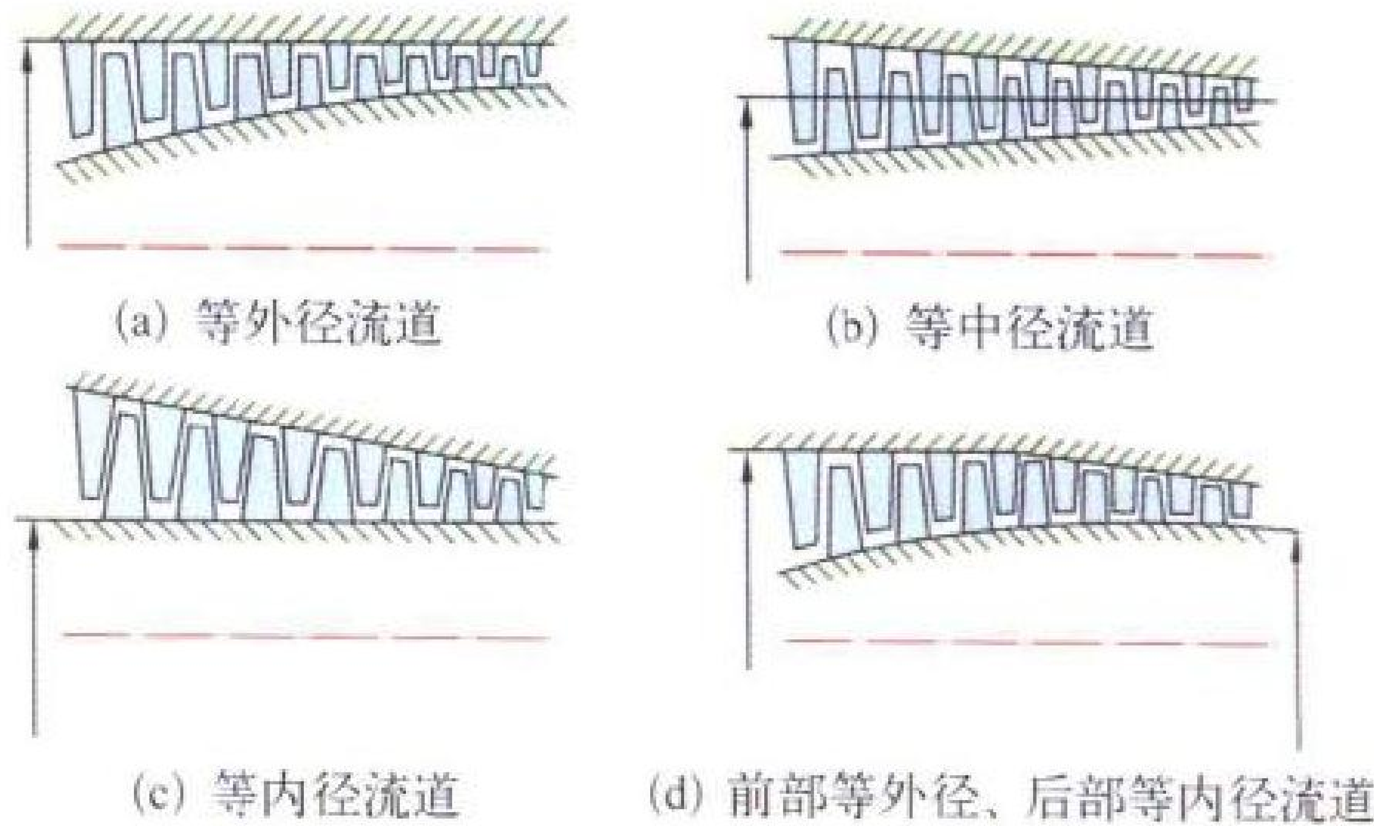


图 3 整流器的 T 形槽式安装

（撰写：李志广 审订：陈矛章）

yaqiji liudao

压气机流道 compressor flow path 对于轴流压气机，即为压气机流程内外壁所形成的环形通道。气流进入轴流式压气机后，随着气体压力的升高，气流密度逐渐增大。在压气机进出口流量连续的条件下，通常用减小流道环形面积和轴向速度的



轴流式压气机的四种流道

方法，来补偿气流密度的增加。流道可采用近似等中径、等外径或等内径的形式。典型的压气机流道形状见图。确定压气机流道，是气动设计的第一项任务，要定出压气机流道的总长度、流道外壁、内壁沿轴向的变化，以及各级转子叶片和静子叶片的前、后缘在叶尖和叶根处的坐标点，由此也就得到了各级转子和静子叶片之间的轴向间隙。一般说来，近似等中径的流道在达到同样性能的情况下重量较轻，但具体选择时，要根据发动机总体和压气机的具体设计要求以及工艺上的考虑而定。（撰写：李志广　审订：陈矛章）

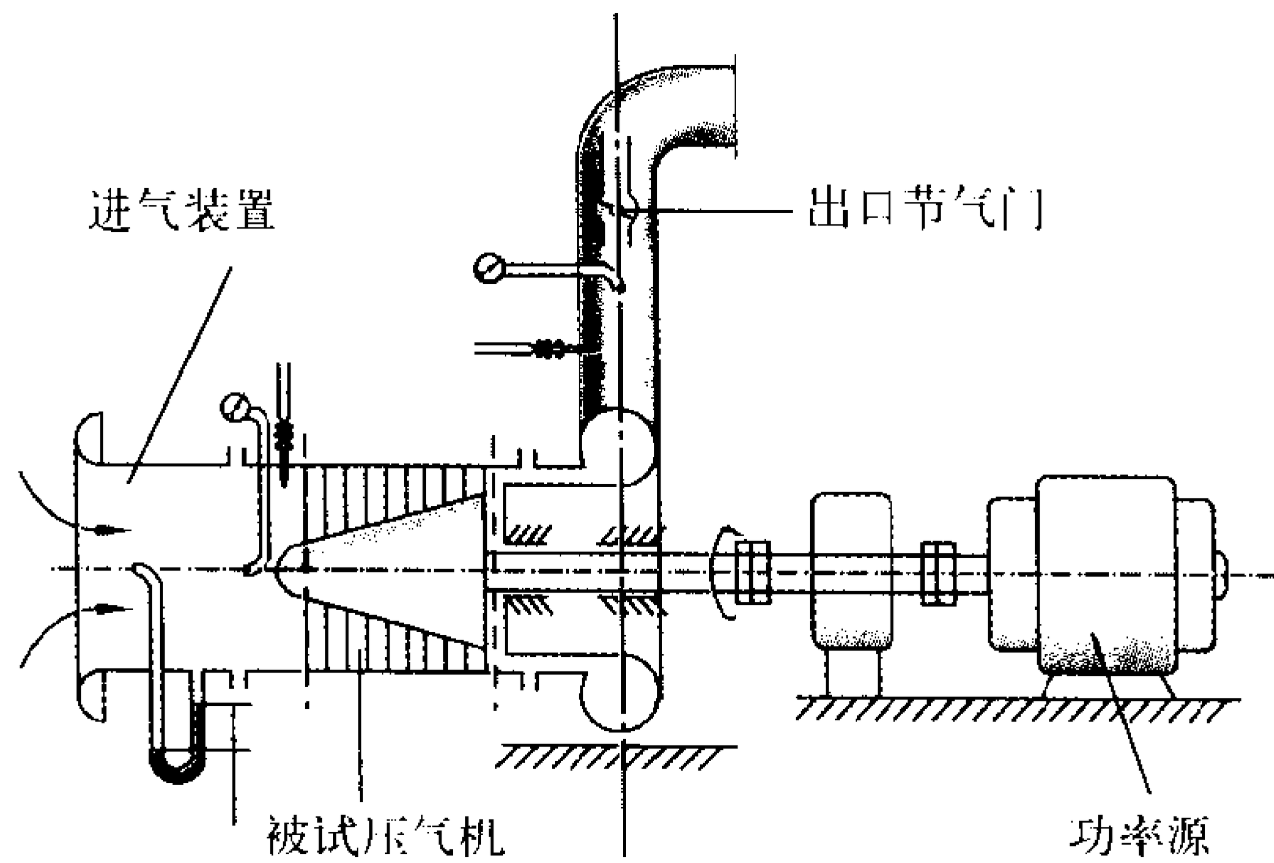
yaqiji shisu

压气机失速 compressor stall 压气机在非设计状态下工作时，由于流量变化与转速变化不协调使来流对压气机叶片的迎角增大，当超过某个极限后，叶片通道中的气流产生严重分离失速的一种气流现象。压气机失速可表现为旋转失速和叶片的一般失速。（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

yaqiji shiyan

压气机试验 compressor test 对压气机性能进行的试验。压气机性能试验主要是在不同的转速下，通过改变压气机出口通道节气门的方法改变压气机流量，测取压气机的特性参数（空气流量、增压比、效率和喘振点等）。除在均匀进口流场条件下试验外，还需在进口流场径向及周向畸变条件下进行试验。除试验总性能外，还可测取级间或各叶片排间，以及沿叶高的速度与压力等参数分布。压气机试验可分为：

(1) 压气机模型试验：用满足几何相似的缩小或放大的压气机模型件，在压气机试验台上按任务要求进行的试验。



压气机试验装置简图

(2) 全尺寸压气机试验：用全尺寸的压气机试验件在压气机试验台上测取压气机特性，确定稳定工作边界，研究流动损失及检查压气机调节系统可靠性等所进行的试验。

(3) 在发动机上进行的全尺寸压气机试验：在发动机上试验压气机，主要包括部件间的匹配和进行一些特种试验，如侧风试验、叶片应力测量试验和压气机防喘系统试验等。典型的压气机试验器见图。

（撰写：李志广　修订：刘大响　审订：陈大光）

yaqiji texing

压气机特性 compressor characteristics 见风扇特性。

yaqiji tiaojie

压气机调节 compressor regulation 用于改变压气机和发动机工作状态，以防止压气机喘振或改善压气机非设计状态性能的技术措施。燃气涡轮发动机的增压系统在非设计状态下，各级的气流状态偏离设计状态。例如，在低换算转速状态下，压气机的前面级迎角增大，在级特性的左枝工作，甚至进入不稳定工作区；而后面级则因迎角减小，以至进入堵塞状态，形成涡轮状态。当压气机的增压比不大于 4 ~ 4.5 时，压气机即使不加调节，也可以在全转速范围内稳定工作；但压比大于该值后，如无调节措施，则发动机不可能起动和加速到设计状态，或在中低转速下，压气机喘振裕度很小，难以正常工作。通常采用的调节措施有三类：(1) 放气；(2) 可调静子叶片；(3) 双转子或多转子结构。当发动机的总增压比增高时，可将两个或多个（当前最多为三个）压气机串联，形成发动机增压系统。在低换算转速状态，前面的低压压气机因迎角加大，气动负荷加重，故转速下降；后面的高压压气机因迎角减小，气动负荷减轻，故转速相对增高。这样高、低压转子之间相对转速有了差别，形成转速差，简称转差。通过这种转差效应，使高、低压压气机的气流状态均得到了改善。上述三类措施，可以单独使用，也可合并使用，特别是总增压比较高（约 15 以上）时，更需要采用多种措施。（撰写：李志广　审订：陈矛章）

yaqiji xiaolü

压气机效率 compressor efficiency 表示气流压缩过程完善程度的参数，压气机对空气压缩所需理想压缩功与实际压缩功的比值。对应于理想等熵压缩过程的为等熵效率，对应于理想多变压缩过程的为多变效率。压气机效率反映了气流在压气机内被压缩时的损失与有效压缩功之比。损失可分为叶型损失、激波损失、端壁损失、漏气损失和二次流损失等。影响效率的一个重要因素是设计中的计算和参数选取是否符合气流的实际情况；对于多级压气机来说，总效率还取决于各级之间的匹配。三维流理论和计算流体力学的发展使压气机设计手段日臻完善，新叶型的发展及设计经验的积累，使压气机效率进一步得到改善。当前单级轴流式压气机的等熵效率峰值可达到 0.9 以上（高的达到 0.92 ~ 0.93），使多级压气机的等熵效率峰值达到 0.85 ~ 0.88 。单级离心式压气机的等熵效率峰值可达 0.8 以上。（撰写：李志广　审订：陈矛章）

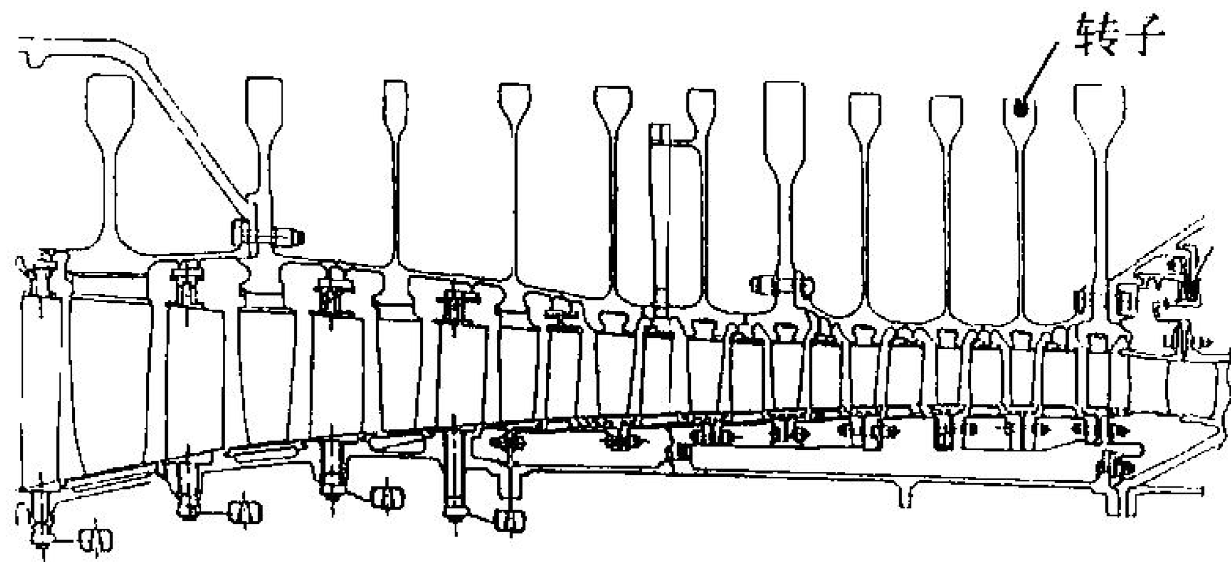
yaqiji zengyabi

压气机增压比 compressor pressure ratio 压气机出口平均总压与进口平均总压之比。具体又分：(1) 转子叶片排增压比：一个转子叶片排前后的总压之比。(2) 级增压比：一个压气机级的出口总压与其进口总压之比。早期压气机的级增压比比较低，约为 1.15 ~ 1.25 之间，目前先进发动机上的多级压气机平均级增压比可达 1.4 ~ 1.5 。使用中的超跨声速级的级增压比已达 1.6 ~ 1.8 。级增压比达到 2 左右或更高的级也已经问世，研究中超声速通流级的级增压比可达 2.5 ~ 3.5 或更高。(3) 压气机增压比：由数个压气机级构成的压气机出口总压与其进口总压之比。此增压比的高低可根据发动机的需要选定，当前航空发动机上高压压气机的最高压比已达 23 。(4) 发动机总增压比：由一个、两个或三个压气机级组依次串联，构成发动机的增压系统，此系统出口气流的总压与其进口气流总压之比为发动机的总增压比。早期发动机的总增压比为 3 ~ 5 ，后来逐渐提高，当前先进军用涡轮风扇发动机总增压比在 25 ~ 35 之间；先进民用发动机的总增压比已达 45 。将来的发动机可能提高到 50 ~ 100 。

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

yaqiji zhuanzi

压气机转子 compressor rotor 轴流压气机中由涡轮驱动高速旋转的对气流作功的部件（见图）。转子在工作中承受很大的负荷，包括气动力和与此对应的扭矩和轴向力、飞机加速时的线惯性力、飞机转弯时的陀螺惯性力矩、转子不平衡



典型的整体盘鼓转子

力以及转子叶片产生的离心力等。所以要求转子有足够的强度、抗弯刚性以及严格的平衡精度。每一级的转子包括叶片、盘及鼓筒三部分。以不同的方式将各级转子连起来，构成整个压气机转子。早期的航空发动机用过鼓筒式转子和盘式转子，但后来多数采用盘鼓混合式转子。各级之间的连接，有可拆卸式的（用长螺栓或短螺栓），也有不可拆卸式的（销钉连接或焊接）。现在新型发动机几乎都采用了整体盘鼓混合结构，即将各级的盘和鼓用电子束焊或惯性摩擦焊焊接在一起。级数较少的压气机，焊成一个整体；级数较多者，可焊成两个或三个单元，单元之间再以螺栓连为一个整体。整体式转子因消除了在盘上开螺栓孔，因而结构轻、刚性好、强度高、结构稳定性好。

随着材料、工艺的发展，转子叶片可与轮盘或鼓筒做成整体，称为整体叶盘或无盘转子。

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

yaqiji zhuanzi yepian

压气机转子叶片 compressor rotor blade 又称压气机工作叶片、动叶片。按圆周均匀分布安装在压气机轮盘或鼓筒上，随压气机旋转并对气流作功的叶片。一般由叶身和榫头组成（图1）。

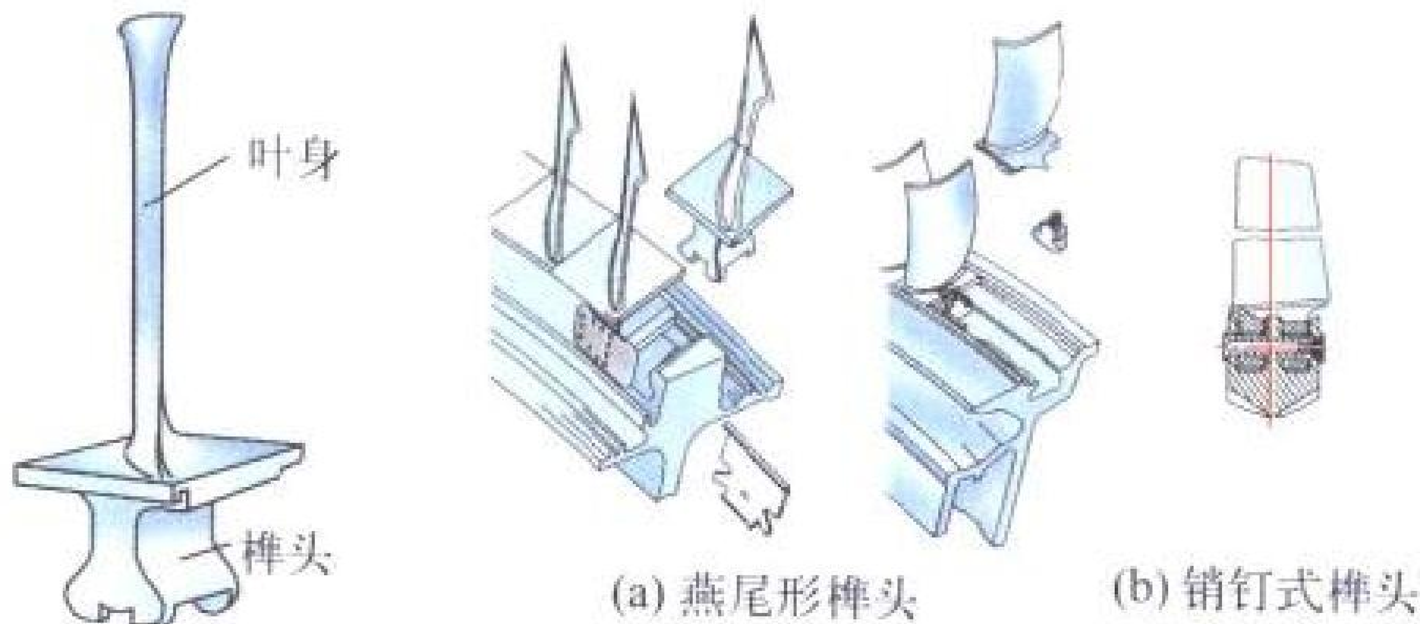


图1 转子叶片　　图2 叶片榫头简图

叶身要有符合气动设计要求的叶型和扭向规律。它承受很大的拉伸、弯曲及扭转应力。由于叶片表面上气流速度和压力场不均匀，前排静子叶片尾迹和气流的其他非定常性的影响以及其他部件的机械振动，都会引起叶片产生弯曲、扭转和两者复合的振动。为避免共振，可在叶片尖部削去部分材料以改变叶片本身的固有频率或加阻尼凸台阻止叶片振动。转子叶片用榫头与轮盘连接，叶片上的各种负荷由榫头传给轮盘。目前使用的榫头形式主要有：⑴ 燕尾形榫头（图2 a）：目前在轴流压气机上广泛采用。燕尾形榫头又分为轴向（或与轴向成一定偏角）和周向两种，后者易于加工，也便于在外场更换叶片，故在新型发动机的高压压气机上（特别是后几级）多有采用。⑵ 销钉式榫头（图2 b）：具有减振和工艺装备简单等特点，但榫头的尺寸和重量较大。

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

yaqiji zongzengyabi

压气机总增压比 compressor overall pressure ratio 多转子压气机最后一个压气机出口总压和第一个压气机进口总压之比。表示压气机的增压能力，是发动机的重要设计参数，对发动机单位推力和耗油率都有明显影响。目前加力涡轮风扇发动机的压气机总增压比为 25～35；高涵道比涡轮风扇发动机的压气机总增压比已达 30～45，正在研制更高总增压比的发动机。（撰写：张津　审订：陈大光）

yasuobo

压缩波 compression wave 见马赫波。

yasuoxing

压缩性 compressibility 流体因压力或温度的变化而改变其体积或密度的一种性质。流体在经受压力变化 Δp 时所引起的相对体积变化 $-\Delta V/V$，可度量流体压缩性的大小。流体的弹性压缩可约略地依照胡克定律得到：$\Delta p=-E\Delta V/V$，式中弹性模量 E 随压力和温度而变。一般工程问题中，压力和温度的变化不大时，E 可视作常数。根据密度的定义，可用密度变化代替体积变化

$$\Delta \rho/\rho=\Delta p/E$$

因此，流体流动时是否考虑其压缩性，须看流动过程中压力变化是否引起显著的密度变化。如果 $(\Delta \rho/\rho) << 1$，这种流动就可近似地当作不可压缩流处理。可以用习惯上常用的马赫数 M 和流动中的速度变化 Δu 来显示密度变化

$$|\Delta \rho/\rho| = M^2 |\Delta u/u|$$

如气流马赫数 $M<<1$，则密度变化 $(\Delta \rho/\rho) << 1$。一般认为，$M < 0.3$ 时，可将流动视为不可压缩流。当 $M > 0.3$ 时，随着马赫数的增大，密度变化也随之增大，压缩性愈益明显，流动必须作为可压缩流处理。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

yashi buju

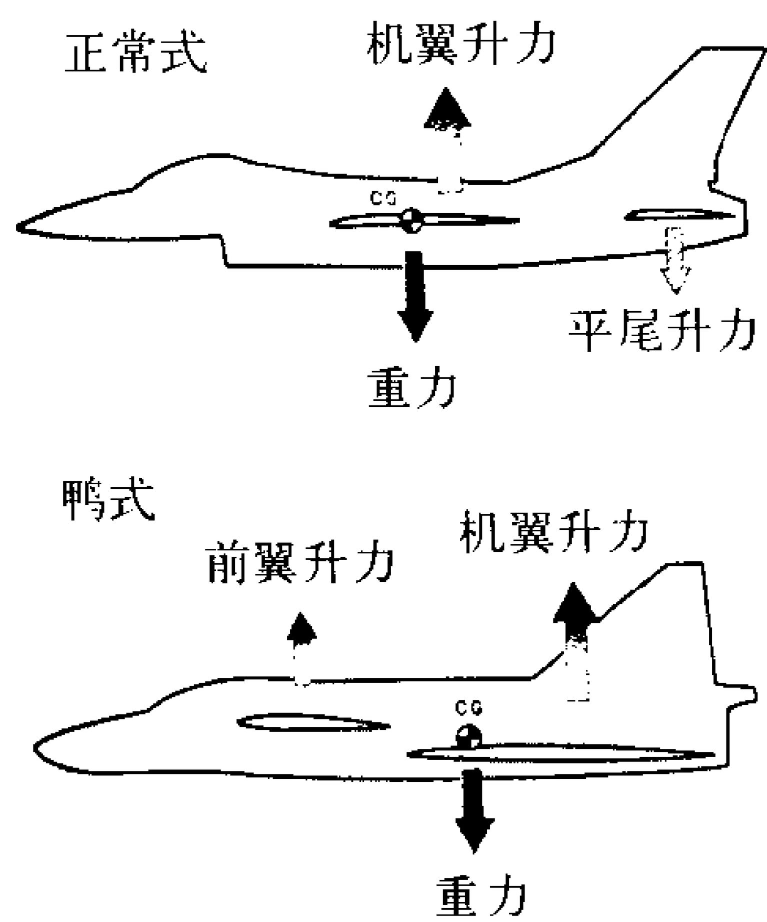
鸭式布局 canard configuration 沿飞机纵轴方向，辅助气动升力面（平尾）位于主气动升力面（机翼）之前的布局形式。这种前置平尾又称为鸭翼（参见鸭式飞机）。使用鸭翼所产生的正升力来配平飞机的低头力矩，它不仅可增加飞机的升力，而且可减小配平阻力；妥善利用鸭翼和机翼之间有利的涡干扰升力也将增大飞机的升力，提高飞机的升阻比。这些都有利于改善飞机的机动性和高速飞行性能。适当调整重心位置或采用主动控制技术可以解决鸭式布局所产生的静不稳定效应。比较难以控制的是鸭式布局飞机的低速大迎角特性和失速特性。随迎角增加，鸭翼晚失速或者鸭翼不失速但机翼产生翼梢失速而出现抬头力矩，都将影响到飞机的操纵性或导致飞机失控。比较成功的鸭式布局超声速战斗机，有法国的"阵风"(Rafale)、瑞典的 JAS39 (Gripen)、欧洲的"台风"(Typhoon) 等。（撰写：朱一锟　审订：陈晏清）

yashi feiji

鸭式飞机 canard aircraft 无水平尾翼、但在机翼前面有

水平小翼面(称为前翼或鸭翼)的飞机。前翼由固定部分和舵面组成，或是全动式。在一些鸭式飞机上，前翼起俯仰操纵和配平的作用，但在许多鸭式飞机上俯仰操纵仍由机翼后缘的升降副翼来完成。

飞机在迎角增大时会产生低头力矩，常规布局飞机由水平尾翼的负升力构成力矩来配平。在鸭式飞机上，则由前翼的附加正升力构成力矩来配平。这种附加正升力增加全机的升力(见图)。



正常式飞机与鸭式飞机的比较

在超声速飞机上采用小展弦比、大后掠角的三角形前翼和机翼，当它们非常靠近时，还会产生一种有利干扰，使机翼升力增大，前翼气流不易分离，在一定程度上弥补了经典鸭式飞机的缺点。这样布局的飞机称为短间距或近耦合鸭式飞机。

(撰写：张克明　修订：赵群力　审订：顾诵芬)

yayi

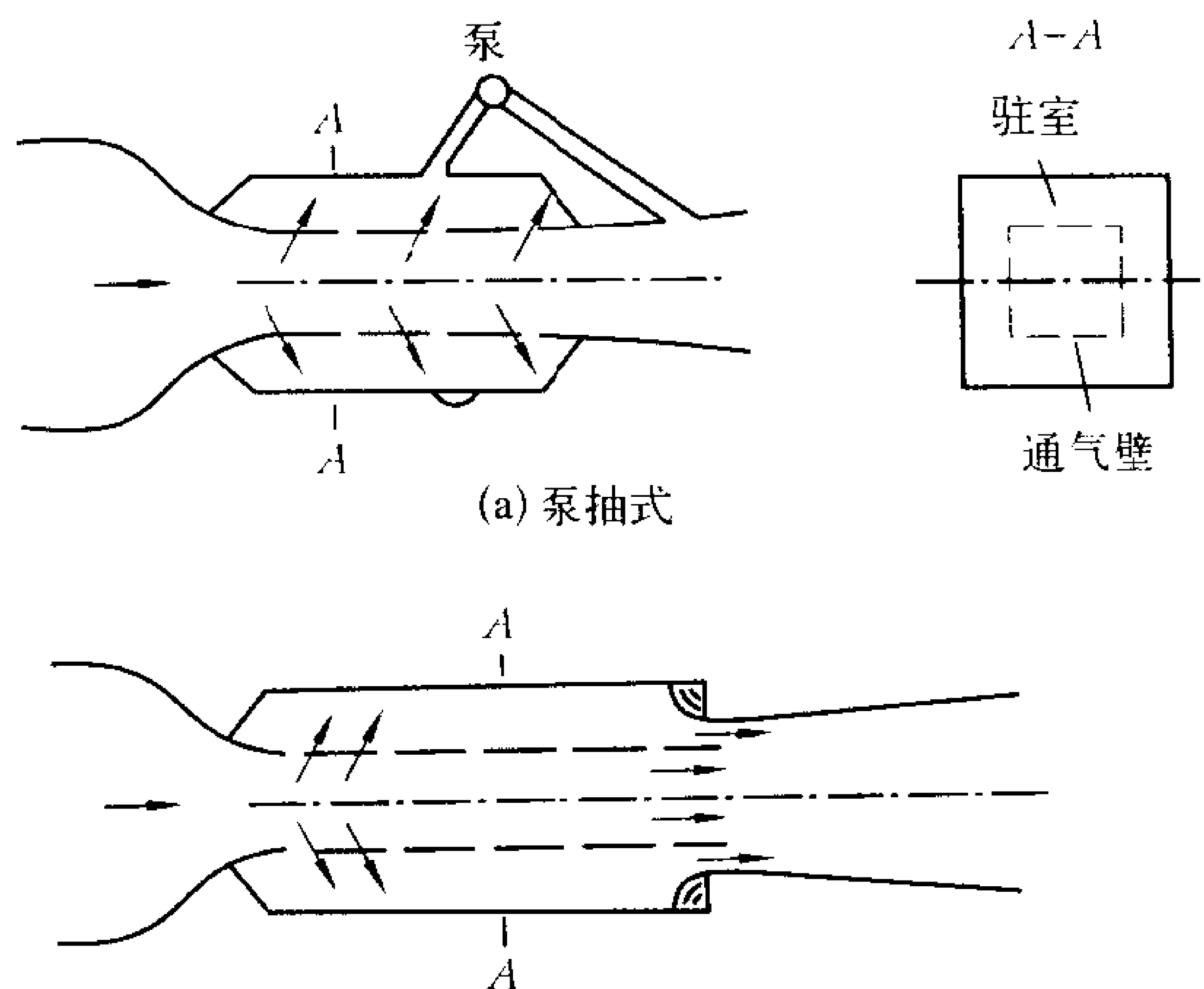
鸭翼　canard, foreplane　又称鸭式前翼。位于机翼前方的水平翼面。鸭翼位于飞机重心前面。它可由固定安定面和升降舵组成，也可做成整体全动式的。它可以像水平尾翼那样起飞机的纵向配平和操纵作用，并且附加一个正升力；但在很多鸭式布局飞机上，俯仰姿态变化并不是通过操纵鸭翼来实现，而是仍像无尾飞机那样，通过机翼后缘的升降副翼实现的。这时，鸭翼的作用仅仅是提高飞机着陆时的配平能力，同时可用作直接升力控制面。

(撰写：卫本琦　修订：赵秀丽　审订：任源博)

yakuashengsu fengdong

亚跨声速风洞　subsonic and transonic wind tunnel　试验段气流的马赫数在 0.3 ~ 1.4 的风洞，也有马赫数高达 1.6 的。在闭口风洞中，当气流速度接近于声速时，风洞出现壅塞现象，即无论功率怎样再增加，风洞试验段也建立不起超过声速的流动。另外，当试验马赫数大于 1 以后，在跨声速范围，由模型头部发出的激波经洞壁反射往往重新打在模型上，造成与自由飞行情况不相似。因此，实壁试验段的亚声速风洞和超声速风洞不能做跨声速试验。1948 年出现的开槽壁试验段和 1950 年出现的开孔壁试验段，统称为通气壁试验段，较好地解决了这个问题。通气壁外有一个封闭的空腔，称为驻室(见图)。从试验段进入驻室的气体，由主气流引射而进入扩压段或者由专门的泵抽走。这种试验段在高亚声速时可避免风洞壅塞，可减小甚至消除洞壁干扰，在超声速时可减小反射波对模型的干扰。

亚跨声速风洞按工作时间分为间歇式和连续式两种；按结构形式分为回流式、半回流式和直流式三种。



亚跨声速风洞试验段示意图

(撰写：范洁川　审订：吕志咏)

yashengsu feiji

亚声速飞机　subsonic aircraft　最大平飞速度低于声速的飞机。一般所说的亚声速飞机是指最大平飞速度低于约 750 km/h ($M = 0.3 \sim 0.8$) 的飞机，飞行速度低于 400km/h 的为低速飞机，$M = 0.8 \sim 0.9$ 的为高亚声速飞机。飞机在亚声速状态飞行时，升阻比高，所以飞机的油耗低、经济性好，大多数民用飞机和军用运输机、轰炸机都是亚声速或高亚声速飞机。

(撰写：赵群力　审订：顾诵芬)

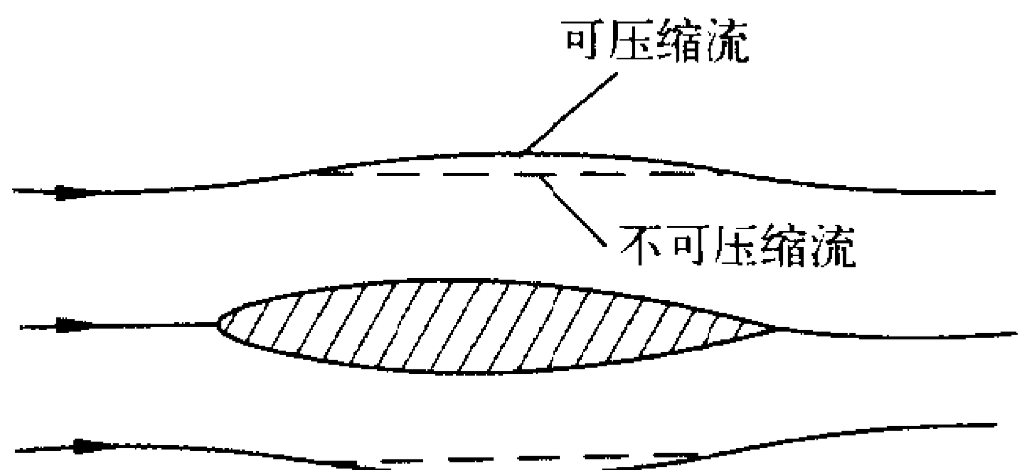
yashengsu jinqidao

亚声速进气道　subsonic inlet　适用于亚声速飞行的推进系统的进气装置。为满足外阻力小和唇口绕流损失小的要求，亚声速进气道的唇口内外型面设计成有一定厚度的流线形。外型面的选择应使其临界马赫数较高，在飞行中不易产生局部激波。进气道进口面积与喉道面积之比为唇口收缩比，内型面的确定要考虑到所选择的喉道马赫数，喉道之后通常为亚声速扩压器，使进入的气流减速增压，以满足下游部件的进气要求。亚声速进气道的唇口内外型面、临界马赫数、唇口收缩比、喉道马赫数、流量系数和亚声速扩压段扩压规律是影响其性能的重要参数。有些情况下，亚声速进气道也用于飞行马赫数到 1.4 的跨声速飞行器，此时为减小外阻其唇口厚度较小。

(撰写：黄熙君　审订：陈大光)

yashengsu liudong

亚声速流动　subsonic flow　流场中各点的马赫数小于 1 的流动。一般指 $0.3 \leqslant M < 0.8$ 的流动。在亚声速流动中因为来流速度小于声速，从扰动源发出的任何扰动信号随着时间



压缩性气流中的流线变形

的推移，可以传遍整个流场。这是亚声速流动的一个基本特点。当气流速度增加时，密度随之减小。在定常亚声速流中，密度的变化率小于速度的变化率，因而气流加速时，流管截面积收缩，或者说，气流在收缩的管道中才能加速。对于可压缩流，由于流速增大时流体体积发生膨胀，而减速时发生收缩，因而绕经物体的流线相对于不可压缩流将发生变形（见图）。

在连续的亚声速流动范围内，可压缩流与不可压缩流之间仅有量的变化而无质的差异。在小扰动线化理论的基础上，可以推导出两者之间存在一定的相似关系（称为亚声速相似律）。根据这个关系，可将流经薄机翼和细长机身的亚声速可压缩流变换为相当的不可压缩流，从而将计算不可压缩流的各种理论方法推广到可压缩流情况。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

yanfengdong

烟风洞　smoke wind tunnel　一种以烟迹模拟气流流线以显示绕物体流动的风洞。烟风洞通常是直流式的，分二维和三维两种。这种风洞有一个发烟器，用导管把发烟器产生的烟输送到模型前方的喷烟排管，由排管喷出的烟顺流而下绕过模型，便清晰地显示出绕模型的流谱。用照相或录像记录。最好用易蒸发的轻油作为发烟源。对烟风洞，要求流场均匀，湍流度小，最大风速一般在 10～20 m/s。1958 年，圣母 (Nortre Dame) 学院建造了一座超声速烟风洞，用纹影仪照相，可以得到同时发生的烟流和激波的流型。烟风洞是定性显示绕模型流态以及研究绕流机理方面简单而实用的试验设备。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

yanliufa

烟流法　smoking flow technique　又称烟迹法。在气流中加入烟雾以显示空间流态的方法。它是经典的示踪流动显示技术，多用于小型低速风洞。其关键设备是烟发生器，由排烟管发生烟流。要求烟发生器发出足够的烟量而且稳定。使用的发烟材料应无毒、无味，尽量减少污染。20 世纪 50 年代在烟流法的基础上发展了一种烟丝法。这种方法是将涂覆发烟物质（例如，润滑油或其他矿物油）的电阻丝置于模型上游或要研究的部位，通电加热后形成烟迹，可以有效地显示局部流场。烟丝法用于低速流动显示，或风速在 2～6 m/s 时使用，以防止从金属丝后发出的尾迹扰动气流。涂油的金属丝发烟周期不小于 2 s，使用定时电路，用照相机拍摄烟流。烟流法或烟丝法主要用于显示旋涡的形成、发展和破碎（破碎点和破碎形态）、钝物体尾迹旋涡结构、分离流等。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

yanwu quxiaolü

延误/取消率　delay / cancellation rate　在班机时刻表上列出的定期航班中，平均每 100 个航班中，由于技术原因造成的延误或取消航班的次数。技术原因造成的延误指的是由于飞机、发动机或其他设备，因工作异常而进行检查或必要的修理而使飞机最后离站的时间延迟。超过航班表上规定时间 15 min 而不能起飞时称为延误。它是民用飞机采用的可靠性指标之一。在使用中，通常采用延误/取消率的反义词"正点率"来表达这个参数，即正点率 = 1 − 延误/取消率，它表示平均每 100 次定期航班中，正点离站的航班次数。

（撰写：陈光　审订：陈大光）

yanjiuji

研究机　research aircraft　为探索飞行领域中可能产生的新问题和评价或检验新技术的效果而专门研制或改装的航空器。随着飞行速度和高度范围的不断扩大，使许多新问题难以在地面用模拟试验和理论分析的方法预先发现和证实，只有通过飞行试验才能弄清。因此，研究机就成了不可缺少的研究工具。

研究机出现在第二次世界大战后，为了探索超声速和跨声速飞行的气动现象，寻找适合超声速飞行的飞机外形，美国研制了一系列的研究机，其中火箭研究机 X－1（见图）于



美国的 X－1 突破声障研究机

1947 年在平飞中突破了"声障"（马赫数达 1.015），在以后的一系列研究机上又研究了无尾三角翼飞机布局、后掠机翼和变后掠机翼的方案以及垂直起落飞机方案等。美国在 50 年代末期建造的高速有人驾驶的火箭研究机 X－15，飞行速度可达 6.7 倍声速，最大飞行高度可达 107.9 km，用于研究在高超声速飞行时驾驶员的生理反应、气动力加热和摩擦对结构的影响以及由大气层外重返大气层的飞行问题。

近年来为探索空天飞行，又研制了一系列的试验航天飞行器，如 X－33、X－34、X－37、X－38、X－40、X－41、X－42、X－43 等。

（撰写：纪绍钧　杜金陵　修订：赵群力　审订：任源博）

yanjiuxing shifei

研究性试飞　research flight test　利用飞行器（飞机、导弹、火箭）探索人类未知领域，验证新技术、新理论，将研究成果转化为实际工程应用技术，为研制新的飞行器提供数据和设计方案的飞行试验。主要研究工具是研究机和试验机。研究性试飞取得的一些重大成果往往对飞行科学、航空事业的发展产生历史性的影响。例如，美国利用 X－1 研究机突破了"声障"，从而使人类跨入了超声速飞行的新纪元；面积律、变后掠机翼、三角翼理论，以及电传操纵、推力矢量、垂直起落方案、复合材料，特别是突破"热障"，实现高超声速飞行（$M \geqslant 5$）等，都是通过研究性试飞才得以付诸实际应用的。现代航空发达国家对此类试飞都极为重视，有的国家还设立了专门的研究性试飞机构。

（撰写：陈启顺　修订：张克荣　审订：屈见忠）

yanjingshe jidong

眼镜蛇机动　cobra maneuver　一种新创造的飞机特大迎角俯仰机动动作。1989 年 5 月前苏联苏－27 战斗机首次在法国国际航空展览会上向公众表演，以其飞行形态与眼镜蛇发怒竖起相似而得名为"眼镜蛇机动"（如图所示），有时冠以首创此动作的俄罗斯试飞员维克多 · 布加乔夫姓氏，称"布加乔夫机动"。进入这种机动前飞机先以较低速度平

飞，保持在 310～420 km/h，然后迅速拉起使机头上仰超过 90°，迎角变化率 30～40（°）/ s 。此时飞机仍向前飞到上仰角约为 110° ～ 120°，迎角超过 95°，飞机在 3 s 内减速到 100 km/h 。随后驾驶员向前推杆，机头下俯到正常下滑状态，迎角减少到 20° 之内改出。机动过程航向基本不



眼镜蛇机动

变，高度损失也很少。为完成这种动作飞机必须在特大迎角条件下仍具有较好的稳定性和操纵性，不应引起发动机熄火事故。到 2000 年为止，能实施此机动的飞机仍只限于两三种“苏”式飞机。 （撰写：朱宝鎏 审订：顾诵芬）

yanshou shifei

验收试飞 acceptance flight test 根据订货合同规定的验收项目，订货方（军事部门或民用航空公司等）对飞机及其系统和机载设备的基本性能和质量进行验收考核而实施的试飞。通常由订货方派人到制造厂实施。有些国家将出厂试飞和验收试飞合并进行，订货方只在飞机转场前作检查性试飞。

（撰写：陈启顺 修订：沙长安 审订：屈见忠）

yanzheng shifei

验证试飞 demonstration flight test 新型军用飞机飞行试验的统称。按飞机验证要求，通过飞行试验验证新研制（含改型、仿制）的军用飞机是否满足战术技术指标、研制任务书和定型技术状态等规定的要求。验证试飞涉及的范围为：结构、飞行品质、飞行性能、阻力测量、失速/尾旋、水上飞机起降特性、动力装置、武器系统、电气系统、电子设备、自动控制和仪表系统、飞机舰载适用性、可靠性与可维修性等。飞机验证试飞以验证单位提供系统完整的验证试验报告为终结形式。

（撰写：王传煌 修订：张克荣 审订：屈见忠）

yangguoduozheng

氧过多症 oxygen excess, oxygen intoxication 又称氧中毒。过量地或长时间吸用纯氧或高氧分压气体导致人体生理功能紊乱的综合症。主要生理效应：心动缓慢、肺活量减少、呼吸道粘膜刺激、吸收性肺萎陷和延伸性航空中耳炎。有害程度取决于氧张力和暴露时间。高气压条件下吸用高氧分压气体或纯氧时，中毒症状主要是神经系统紊乱，严重者发生惊厥甚至死亡。预防措施：(1) 在 6 km 以下高度，吸入气中氧浓度不应超过 60%～65%，特殊情况（如进入化学战区、出现缺氧症）除外；(2) 在较高气压下吸纯氧时，在 101 kPa 下不宜超过 4 h，在 202 kPa 时不应超过 3 h，在303 kPa 时不超过 2 h。长时间暴露的安全限是 20～26.67 kPa。

（撰写：肖华军 张玉明 审订：袁修干）

yangqi caozongqi

氧气操纵器 oxygen system controller 按使用者需要改变供氧系统工作状态的器件。如氧气开关、远距操纵器。氧气开关控制氧源的接通和关闭。远距操纵器用于对供氧器件的远距操纵，如接通应急供氧或加压供氧、调节余压、改变含氧浓度等，有手动操纵、机械操纵和电操纵。

（撰写：苏少棠 审订：袁修干）

yangqi jianyaqi

氧气减压器 oxygen reducer 将输入的氧气压力自动降至并稳定于某一压力范围、同时具有一定流通能力的成品器件。由壳体、减压活门、感压元件（膜片等）、调压弹簧、安全活门及其他（如过滤器、接嘴、压力表）等组成。壳体用于形成气体通道和连接各个部分。减压活门用于控制出口压力和流量，有锥形、球形和平板式。感压元件用于感受出口压力并控制减压活门的工作，有膜片、波纹管和活塞式。调压弹簧保证出口压力在所需范围内，有圆柱形、碟形及混合形。安全活门用于防止减压器出口压力过高。在一定入口压力下，减压腔压力上升到某一值时膜片压缩调压弹簧而使活门关闭；有输出流量时，减压腔压力下降，调压弹簧相应伸长，使活门有一定开启量，自动保持所需出口压力与流量。减压器主要性能是压力特性和供氧能力。按活门开启方向相对气流方向分顺向式和逆向式两类。

（撰写：陈年均 审订：袁修干）

yangqi shiliuqi

氧气示流器 oxygen flow indicator 测量氧气流入面罩流量多少的仪表。有浮子式和唇片式两种。浮子式的常用于连续供氧系统（如医院给呼吸困难患者用的系统），氧气流过测量玻璃导管时，推动浮子升起，氧气流量越大，浮子升起越高，从玻璃管上的刻度便可读出氧气流量的多少。唇片式示流器的外形就画成嘴唇式，分上、下两片，两片张开的大小就表示流过氧气的多少，非常形象直观。其内部由膜盒、传动放大机构、带动唇片的摇臂和有窗口的表盘等组成。膜盒感受氧气调节器供氧时的压力变化而产生弹性位移，通过传动放大机构带动唇片使其在表盘的窗口处呈开合动作，指示有氧气输出，吸气时唇片张开，呼气时唇片关闭。唇片式示流器也常和氧气压力表装在同一表壳内构成组合式仪表。

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

yangqi tiaojieqi

氧气调节器 oxygen regulator 随高度变化并按一定规律自动调节输出气的压力、流量和含氧百分比等参数，以满足人体呼吸及体表加压要求的装置。它是供氧系统的主要组成部分。简单的连续供氧调节器在第二次世界大战前开始使用，随着供氧系统的发展，氧气调节器日趋完善和多样化。按供氧方式分连续式氧气调节器、肺式氧气调节器和加压供氧调节器；按用氧人数分个体用氧气调节器和集体用氧气调节器；按调节原理分直接式氧气调节器和间接式氧气调节器。感应元件直接控制供氧活门者称直接式氧气调节器，结构简单。感应元件控制伺服活门，以气动调节供氧活门者称间接式氧气调节器，体积小、重量轻、性能好。

（撰写：陈年均 审订：袁修干）

yangqi yuyabiao yu yeyang chuliangbiao

氧气余压表与液氧储量表 oxygen overpressure indicator and liquid oxygen quantity indicator 氧气余压表用于监测加压供氧系统中氧气的余压值。其结构一般由感压膜盒或波纹管、传动放大机构和指示器组成。感压元件在氧气余压作用

下产生弹性位移，经传动放大机构带动指针偏转，在刻度盘上指示氧气的余压值。它是一个简单的直读式压力表。液氧储量表是液氧存储器中测量液氧储量的仪表。由传感器、放大器及指示仪表组成。传感器有两种：一种是将压差式传感器装在液氧储存器底部，通过感受液氧容器内液柱高低，来测量液氧储量的仪表。压力传感器输出信号经放大后到指示仪表，显示对应之储量值；另一种是用电容式传感器，利用液氧和气氧具有不同介电常数的特性，当液氧容器内储量变化时，容器内的电容传感器两极板间电容量的变化，经放大器放大，由指示器指示对应的储量值。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

yangyuan

氧源 oxygen supply　供氧系统中储存或产生氧气的成品。分气态氧源、液态氧源、化学氧源和机上制氧氧源。气态氧源是储存压缩氧气的氧气瓶。中国把工作压力为 2.94 MPa (30 kgf/cm²) 者称低压气态氧源；工作压力为14.7MPa (150 kgf/cm²)者称高压气态氧源。目前广泛采用后者。液态氧源是储存液态氧的液氧转换器，中国把工作压力为 0.98 MPa (10 kg f/cm²) 者称低压液态氧源；工作压力为 2.06 MPa (21 kg f/cm²) 者称高压液态氧源。液态氧源工作压力低、安全性好、体积小、重量轻，但自然损耗大、地面设备复杂、维护困难。虽二战后开始使用，但目前仅用于耗氧量大的军用飞机上。化学氧源又称固态氧源，是储存含高氧的固态化合物。使用时通过化学反应产生氧气的化学产氧器。体积小、重量轻、可长期贮存，但只能一次性使用且供氧量不能控制。以氯酸盐氧烛构成的化学产氧器已广泛用于 DC-10、L 1011 等民航飞机。机上制氧氧源是装在飞机上产生氧气的机载制氧系统。它可靠性高、产氧量大、续航时间长、维护方便、地面后勤保障简单。

（撰写：陈年均　审订：袁修干）

yangzhongdu

氧中毒 oxygen intoxication　见氧过多症。

yangji

样机 mock-up　又称全尺寸样机。指在飞机型号研制的方案阶段和技术设计阶段所制作的全尺寸飞机模型。样机的目的和用途有：(1) 给用户、飞行机组、乘客和领导机关一个完整的立体形象，并提供驾驶舱和主要维修舱段的逼真环境，使之在样机上进行模拟操作，以便对样机进行审定。(2) 供设计研制人员在样机上进行技术协调，以确定发动机、机载设备在飞机上的安装位置，系统导管与电缆的布置和走向，维护口盖开设的位置，以及运动构件必要的活动间隙等。(3) 有的民机厂商制造的样机长期进行展示，可按不同客户的具体需求随时改变内部布置，以争取客户订单。根据规模不同，样机可分为整体样机和局部样机。整体样机除样机本身外，还要准确地装上外挂武器装备和其他外挂物的模拟件；局部样机只模拟飞机的一个局部，例如驾驶舱、电子设备舱、起落架舱等。根据用途不同，对样机的制造要求也不同。主要展示外观的样机，可以用木材、层板、塑料等制造，仅在关键受力部位使用金属构件，机载设备也用木制模型，因此也叫木质样机；供技术协调的样机，大都使用金属制造，重要部位的机载设备（包括仪表、操纵手柄、电缆插座、阀门开关等）常采用实物或其外廓模型，称为金属样机。随着计算机技术的进步，现在已有了电子样机，也称虚拟样机。即利用计算机的三维立体造型技术，在计算机上进行空间协调、解决部位安排和运动间隙问题，可节省实物样机制造成本。但这项新发展的技术，尚不能完全取代实物样机的功能。目前通行的作法是在虚拟样机上进行多方案的论证比较，找出最佳的方案，再来制造实物样机。

（撰写：王道荫　郑作棣　审订：金允汶）

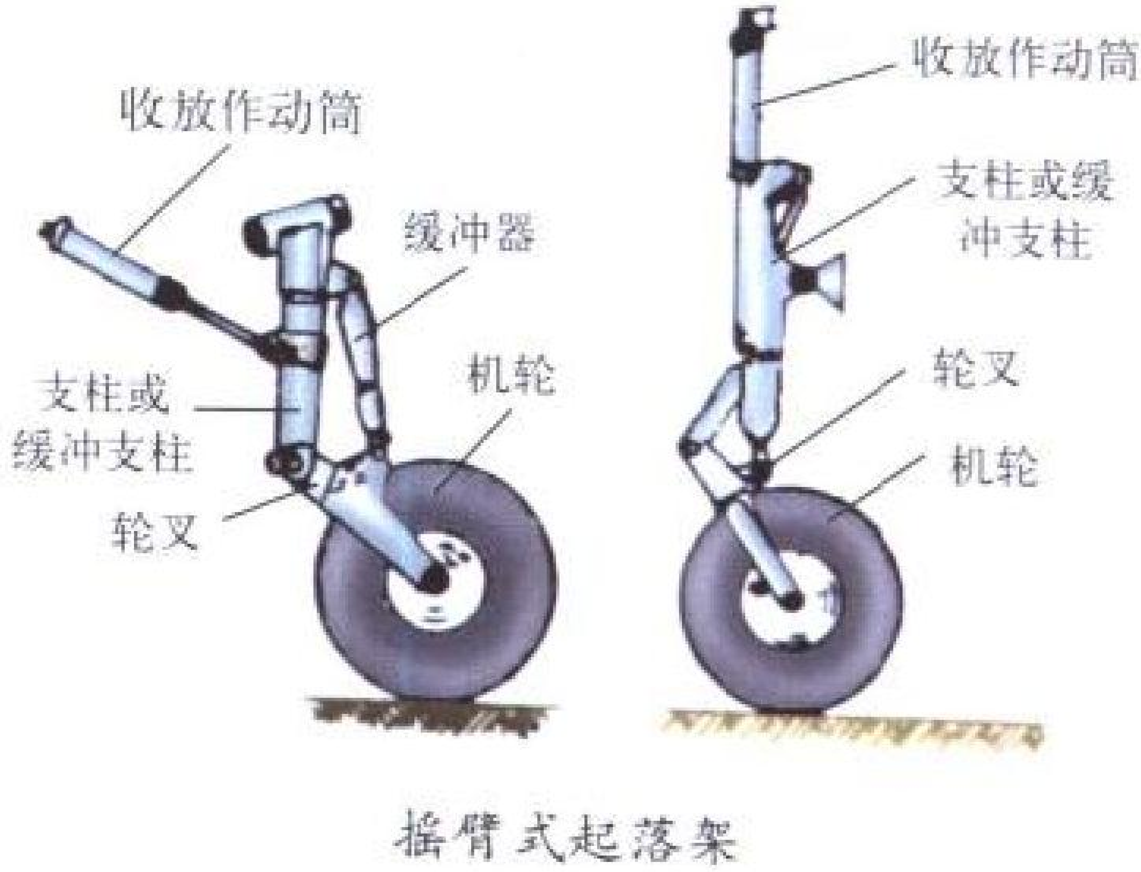
yangji shencha

样机审查 mock-up review　对全尺寸样机进行的审查。是新机研制过程中的一个重要环节，一个里程碑。样机审查能否被评审通过，是新机技术设计阶段能否达到技术状态冻结的重要前提条件之一。全尺寸样机提供的立体逼真的模拟环境是在新机设计的纸面图样上难以准确表达的。样机审查一般由工业主管部门主持，领导机关和使用部门的有关人员，特别是空、地勤人员及相关专家参加。新的民机进行样机审查时，要注意邀请潜在的民航客户和飞行机组参加。样机审查的重点是飞机整机完整的外貌，驾驶舱的布置和驾驶员的视界，武器装备的配置，飞机的使用维护性，应急救生设施的安排，甚至座舱照明和客舱娱乐设施等。审查可分若干个专题进行，要查阅有关技术资料，进行实际的操作演示，最后形成具体的审查意见。新机研制单位应按样机审查意见改进设计，从而达到技术状态冻结。

（撰写：贾鑫　郑作棣　审订：金允汶）

yaobishi qiluojia

摇臂式起落架 articulated landing gear　机轮通过铰接摇臂与减震器相连的起落架。常见的有两种形式：一种减震器在支柱外面，主要用于主起落架；另一种减震器在支柱内部，主要用在前起落架上。与支柱式起落架相比，这种起落架不



摇臂式起落架

仅能承受垂直方向的撞击，而且能吸收水平方向的撞击能量。此外，其减震器不直接承受弯矩或弯曲变形较小。减震器外筒与活塞间摩擦力均匀，改善了密封装置的工作条件，延长了密封装置寿命。

（撰写：杨国柱　审订：赵秀丽）

yaoce jishu

遥测技术 telemetry technology　对一定距离外被测对象的若干待测物理量进行感受、采集，并通过载体传送到远处进行记录、数据处理和显示的测量技术。传送载体为无线电波，称无线电遥测；传送载体为有线通信线路，则称有线遥测；在飞机飞行中还常采用机载磁带作为遥测数据的传送载体，飞机返回地面再将载有测量数据的磁带送到遥测站处理（如图 1 所示）。无线电遥测应用最广，习惯上常将其简称为遥测。

无线电遥测技术出现于 20 世纪初，当时用于探空气球。30 年代开始用于飞机试飞，二次世界大战后得到迅速发展。早期遥测为模拟式，容量小、精度低；50 年代出现了数字式遥测，容量大、精度高，但因设备复杂，直到采用半导体集成电路后才被广泛应用；80 年代后在计算机和微电子技术发展的推动下，遥测又有新的突破，出现了可编程遥测、自适应遥测、码分制遥测（如图 2 所示）、分包遥测，以及遥测与计算机一体化的计算机遥测系统。

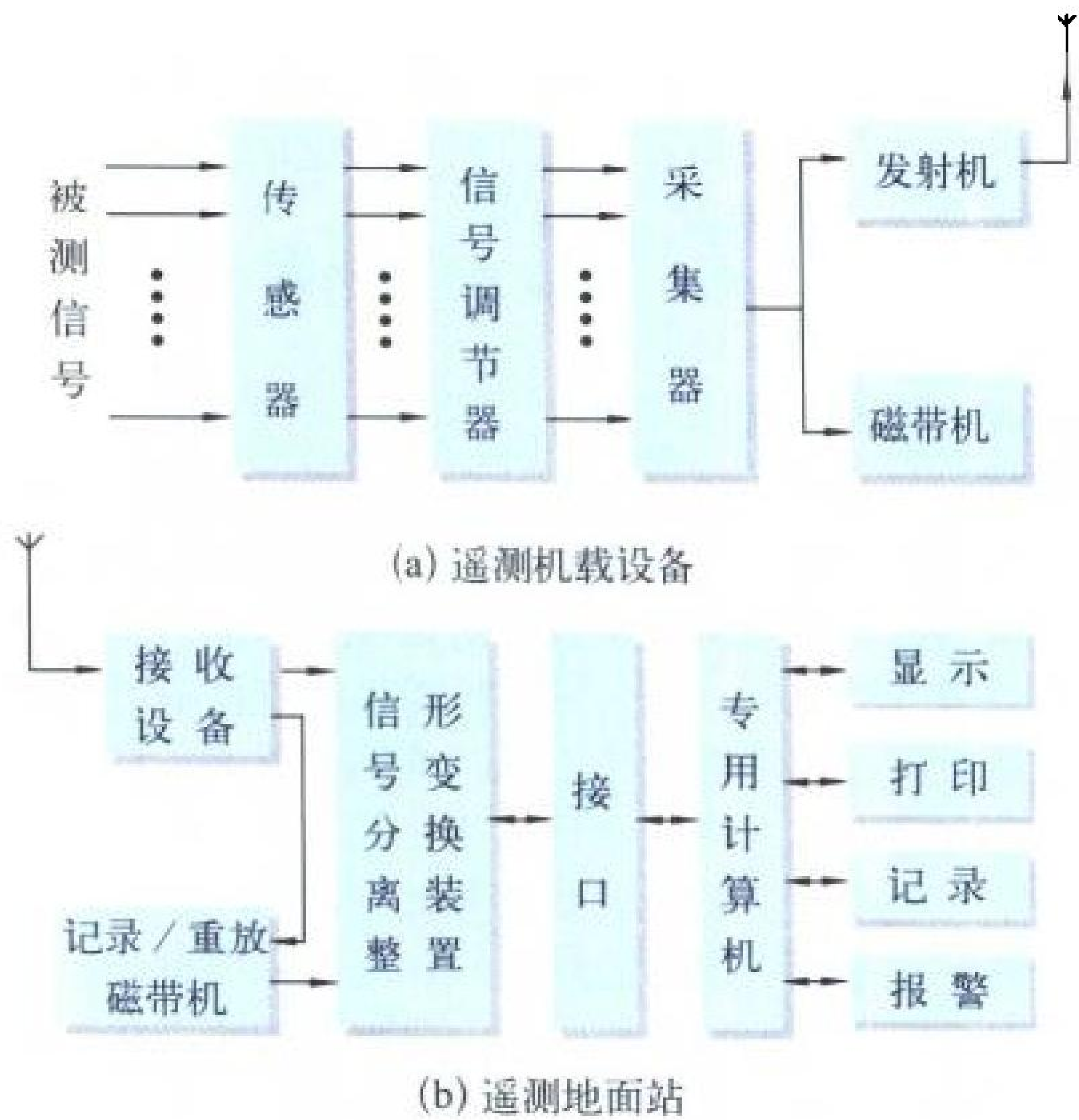


图 1 遥测系统框图



图 2 频分制遥测系统框图

遥测广泛应用于航空、航天及其他工业和民用部门。在航空领域中主要用于飞机飞行试验，以及靶机、模型飞机、弹射救生、航空兵器、航空医学、降落伞、直升机旋翼、发动机、螺旋桨和其他旋转部件等试验。通过遥测可获取远处或不易接近处目标的大量科学数据，并能对其进行实时监视和实时数据处理，随时了解被测对象的工作情况。飞行试验中采用遥测技术对提高试飞效率、降低成本、保证质量、保障安全、分析飞行事故原因、缩短新型飞机研制周期都具有重要意义。（撰写：霍培锋　审订：张克荣）

yaoce shiyandan

遥测试验弹　instrumented missile　一种装有可实时测量导弹在飞行中的工作状态的弹上无线电遥测设备的试验弹。它是一种准确分析故障、考核导弹特定部分工作性能的有效手段。试验的目的不同，遥测弹所测的参数也不同。遥测试验弹可以是单元遥测试验弹或综合遥测试验弹。单元遥测试验弹有气动遥测弹、控制系统遥测弹、引信遥测弹等。综合遥测弹可同时测取两个或两个以上导弹单元的主要测试参数。

（撰写：李玉林　审订：郑志伟）

yaokong peidian buju

遥控配电布局　remote distribution layout　一种把配电中心放在负载中心附近利用功率控制器进行遥控的配电方式。这种配电方式缩短了发电机到主电源汇流条的导线长度，减轻了重量。但是在座舱内需要安装一些信号指示装置、监控元件及相应的连接导线。这种配电方式自动化程度不高，于是发展了以多路传输为中心的固态配电布局。

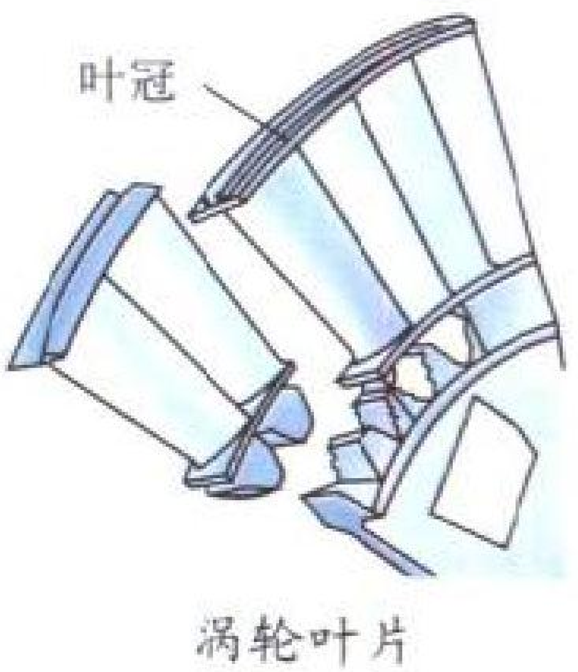
（撰写：韩西生　审订：杨燕生）

yezhan jichang

野战机场　field airdrome　战时供航空兵部队使用的简易机场。空军在平时使用的机场数量是有限的，战时需要的作战机场数量急剧增加，为此设立野战机场。通常预定分布于常规机场的周围，可能是原有的简易机场，也可能是战时临时修建的。一般它铺设有简易道面或装配式金属板道面的跑道，具有简易的飞行场地、飞行保障设施（固定的或装配式的）与生活用房等，可能没有修理车间。为了减少常规战场遭袭时航空兵部队战斗力的下降，战时航空兵部队宜以团为单位进驻常规机场周围的野战机场分散机动作战。野战机场也可以利用预备机场。（撰写：王立群　审订：姬永兴）

yeguan

叶冠　blade shroud　用以提高部件效率、解决叶片振动和颤振问题在叶尖处与叶身作成一体的平板（见图）。多用于涡轮中。一般，在叶冠的上端面有减少叶尖间隙中漏气的封严肋条。所有叶片的叶冠相互搭靠形成一加强的圆环，所有叶冠上的封严肋条形成一篦齿封严环。



涡轮叶片

（撰写：陈光　审订：陈大光）

yelun jixie sanweiliu lilun

叶轮机械三维流理论　theory of three-dimensional flow in turbomachinery　用于进行叶轮机械流场分析和气动力设计

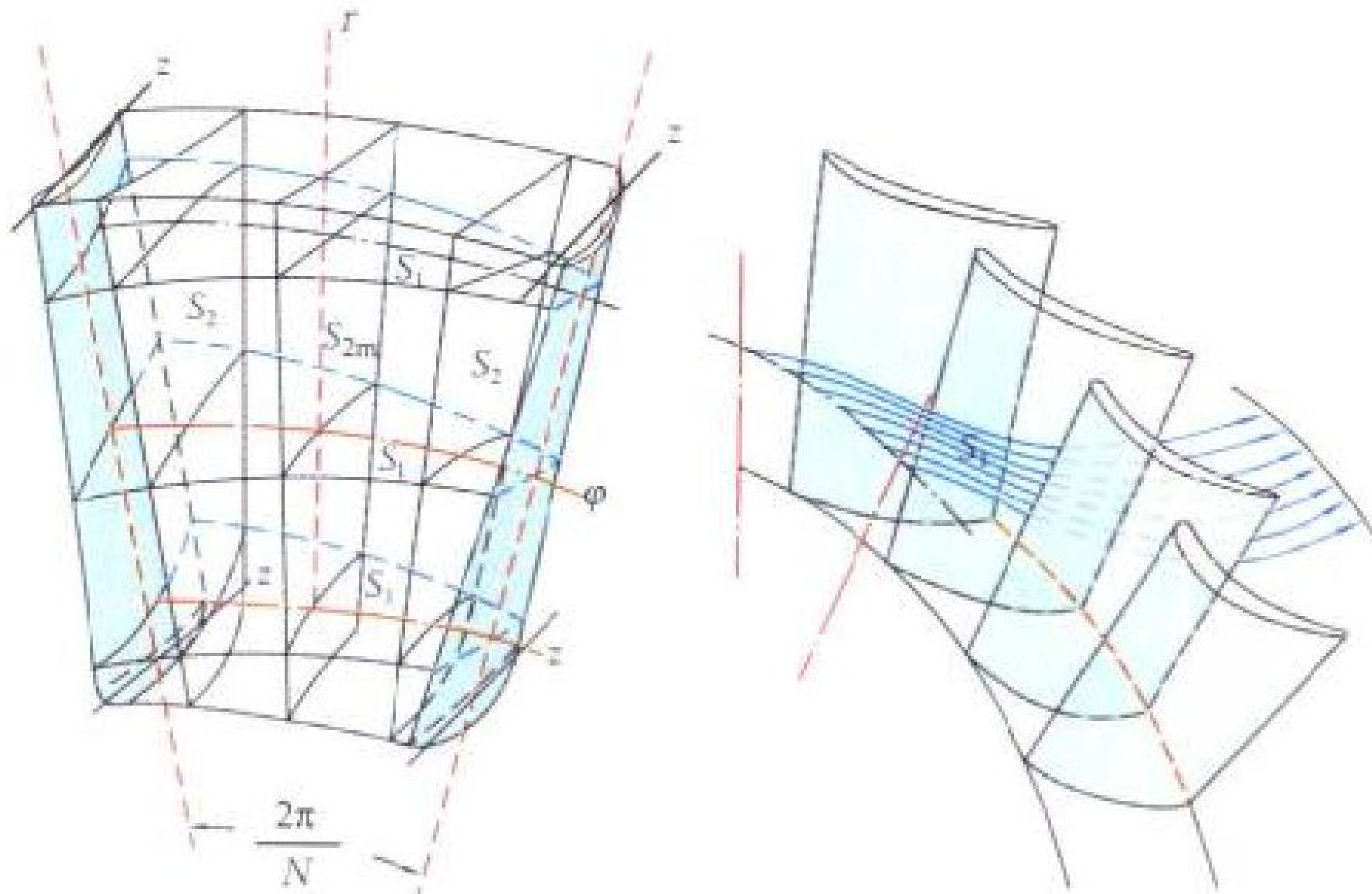


图 1 S_1 和 S_2 两类相对流面示意图　　图 2 S_1 流面

的理论以及由此而产生的计算方法。气流在风扇和压气机中的流动是三维的、非轴对称的、非定常的和有粘性的。在早期的气动力设计中，由于受计算手段和理论、计算方法的限制，不得不做许多假设以简化设计方法。

叶轮机械三维流理论是我国著名科学家吴仲华教授创立的。他于1952年发表了《轴流、径流和混流亚声速和超声速叶轮机械三维流动的通用理论》。吴教授提出了 S_1 和 S_2 两个相对流面反复迭代的求解方法，把一个实际的三维问题化为两个分别沿 S_1 流面与 S_2 流面相关的二维流动问题。随着计算机容量和运算速度的迅速增加以及计算流体力学的发展，已有可能进行全三维流的直接数值求解。各发动机公司都编制了自己的计算机程序，并配合自己的数据库，使设计出的风扇和压气机成功率很高，性能也更好。

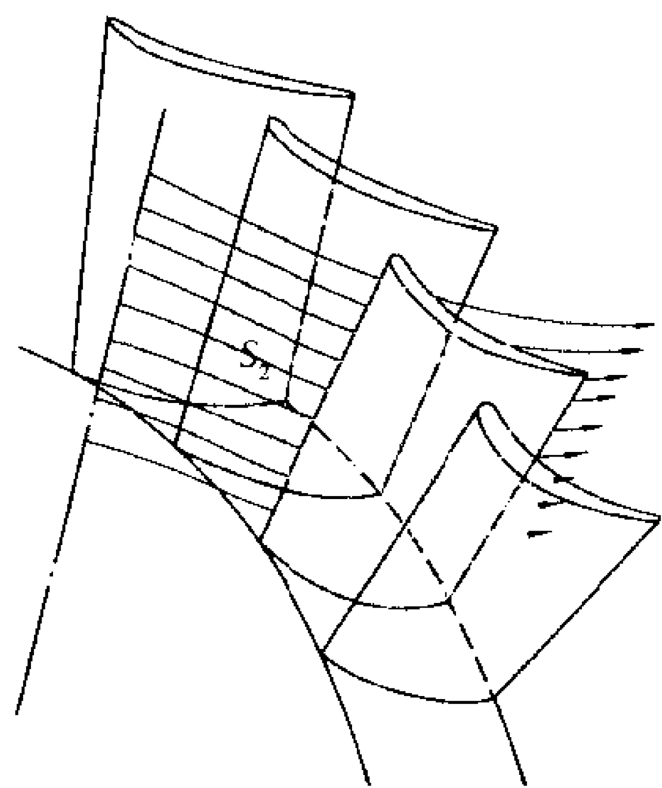


图3 S_2 流面

我国也有众多的专家学者从事三维流的研究工作，取得了重大研究成果，使我国在三维流理论的某些方面处于世界领先地位。

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

yepan ouhe zhendong

叶盘耦合振动 blade-disk coupled vibration 叶片—轮盘组合件的振动。当压气机或涡轮轮盘的刚性较弱时，必须考虑叶片和轮盘彼此的耦合作用，此时，需将压气机或涡轮的叶片和轮盘作为一个整体，分析叶片—轮盘组合件的振动。

（撰写：李其汉　审订：陈大光）

yepian

叶片 blade, vane 燃气涡轮发动机主气流通道里的、沿圆周均匀排列的、具有一定翼型的用于转换气体能量的零件。在压气机（风扇）中的为压气机（风扇）叶片，在涡轮中的为涡轮叶片；固定在机匣中的为静子叶片（vane），亦称整流叶片（在压气机中）、导向器叶片（在涡轮中）；装在转子上的叶片称转子叶片（blade），亦称工作叶片。

（撰写：陈光　审订：陈大光）

yepian chanzhen

叶片颤振 blade flutter 叶片在非定常气动力、弹性力和惯性力的交互作用下引起的不稳定自激振动。主要有亚声速失速颤振、超声速失速颤振和堵塞颤振。一旦发生颤振，叶片产生大振幅的剧烈振动，在很短时间内裂断。随着航空发动机性能和推重比的不断提高，发动机工作范围的扩大，气动载荷不断增大，气流迎角变化范围也很大，再加上叶片薄而长，刚度下降，因此增大了叶片发生颤振的可能性。

（撰写：高德平　审订：管德）

yepian pilao shiyan

叶片疲劳试验 blade fatigue test 给叶片连续施加交变载荷，直到破坏为止，以确定叶片在规定条件下的高周疲劳强度。试验目的在于：(1) 为叶片结构设计选材提供依据，并验证叶片结构设计的合理性；(2) 叶片材料的应用研究：测定叶片材料的疲劳极限，测定叶片材料的剩余疲劳强度，测定工艺及各种因素对叶片材料疲劳强度性能的影响，如表面防护工艺、冷热加工工艺等；(3) 研究分析叶片断裂故障及排故措施；(4) 验证理论分析计算方法，并为叶片使用寿命预估和验证提供依据。

对压气机叶片要确定有缺口和无缺口（光滑的）叶身的疲劳强度，以便估算由于外来物的撞击损伤而引起的疲劳强度下降。因为温度对疲劳强度有重要影响，所以对高增压比的高压压气机末端几级叶片和涡轮叶片的疲劳试验必须在其工作温度下进行。叶片疲劳试验通常在实验室内的各种疲劳试验器上进行，常用的叶片疲劳试验器有：气体脉冲激振疲劳试验器，梁式电磁疲劳试验器，动圈式电磁振动台，空气喷嘴激振疲劳试验器（利用卡门涡街原理），机械液压疲劳试验器等。目前这些试验器均可由电子计算机控制，根据具体需要施加不同形式和幅值的激振力。在发动机整机试车中，则通过加速模拟试车中的阶梯试车程序段考验叶片的高周疲劳寿命；对钢制叶片要求不低于 10^7 循环，对有色金属制叶片要求不低于 3×10^7 循环。（撰写：沈丙炎　审订：陈大光）

yepian zhendong

叶片振动 blade vibration 叶片在交变的气动力和（或）机械力（称激振力）作用下产生的一种振动现象。当激振力频率与叶片固有频率相一致时，叶片共振。叶片共振时，振幅最大，在叶身应力最大部位，可能导致叶片高周疲劳损伤或断裂现象。其振型通常有弯曲、扭转和弯扭复合等，其中一阶弯曲振型为基本阶振型。

（撰写：高德平　宋兆泓　审订：陈大光）

yepian zhongjian tutai

叶片中间凸台 blade mid-span shroud, blade part-span shroud 又称叶片阻尼凸台（凸肩）。在叶身中部伸出并相互对接的呈翼型或平板状的凸起部分。它使整个转子叶片中间形成一个环带，用以消减叶片振动。风扇和压气机转子叶片的前面级，由于叶片较长，即展弦比大，易产生较大的振动或颤振，会引起叶片断裂。根据汽轮机叶片和燃气涡轮叶片的经验，采用叶冠可消除振动。但由于风扇和压气机叶片叶尖切线速度高，叶片栅距大，采用叶冠比较困难，于是就把叶冠下移到2/3叶高或叶中附近。叶片之间的凸台接触面一般与该截面叶型的弦线相垂直。接触面上一般要喷涂硬质合金耐磨涂层，以延长寿命。叶片中间凸台还能限制凸台以下截面因离心力引起的弹性变形。采用凸台的缺点是增加了损失，使增压比、效率、流量有所降低，流场不均匀，也使结构复杂，工艺困难，成本高。近年来，宽弦叶片、空心钛叶片和复合材料叶片的出现，使得取消此种凸台成为可能。

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

yeshan

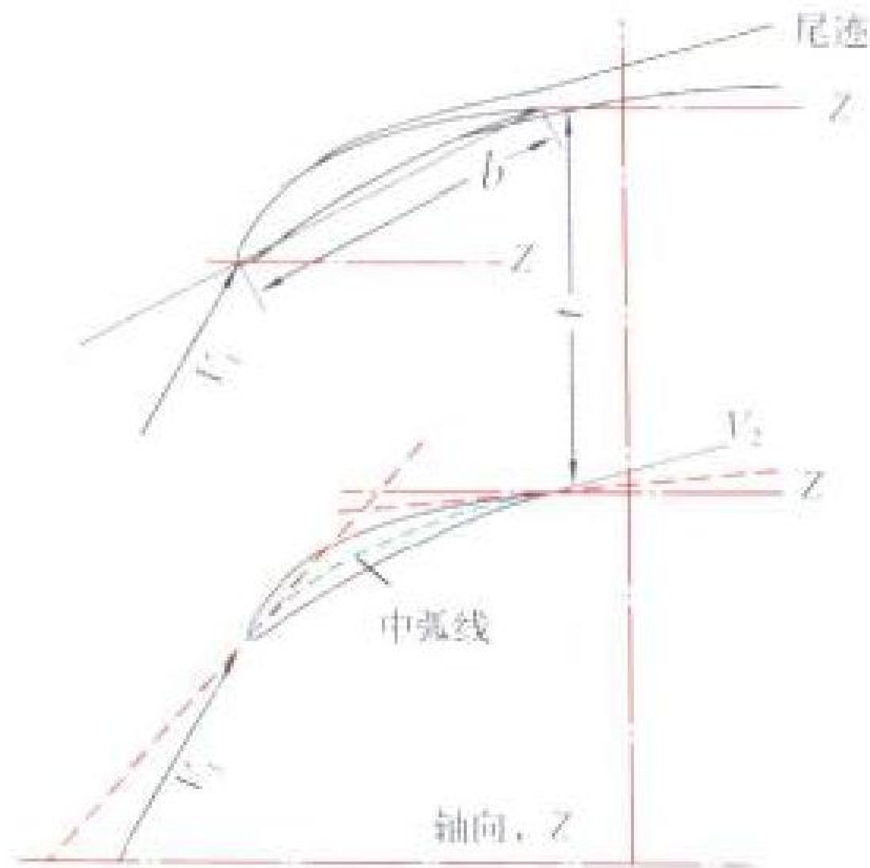
叶栅 cascade 按相等间距和一定安装角等要求排列在转子盘或静子环上的若干相同叶片组合体。压气机叶栅是具有轴向收缩通道的环形叶栅，是非常复杂的流动系统。为了分析和试验的方便，需对此作简化假设，如假定一个气流微团流经压气机叶栅时在径向的移动很小，它流经的流面可视为圆柱面。此圆柱面的展开，即为平面叶栅或二元叶栅。作为一种重要的试验手段，平面叶栅试验的主要目的是建立叶栅各几何参数和气动参数间的关系，形成可用于设计和分析的数据。这对叶轮机械气动力学的发展发挥了很重要的作用。

特别是平面叶栅试验由于设备简便和成本低而至今仍受重视。但对于气流三元性更明显的情况，则无法完全反映这些复杂因素。20 世纪六七十年代有了环形叶栅和可转动的环形叶栅试验装置，试验条件更接近实际。

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

yeshan choudu

叶栅稠度 cascade solidity　叶栅中叶型的弦长（b）与栅距（t）之比，通常以 σ 表示，即 $\sigma = b/t$（见图）。σ 是反映叶栅中相邻叶片相互影响程度的参数。σ 增加时，叶型的叶背和叶盆表面之间的压力差减小，扩散度降低，可使叶栅有较大的转折角。当来流为超声速、马赫数较大时，可选用较大的 σ 以降低损失。设计中，按经验公式算出 σ，再酌情加以修正，一般稍增大些。但 σ 过大，由于气流与叶片的摩擦面积增加，槽道的堵塞增加，也会使损失增加；此外，还会增加结构复杂性和重量，使成本增加，所以选择应适当。



叶栅及其几何参数

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

yesu

叶素 blade element　沿桨叶变距轴线所截取的桨叶微段。叶素的剖面即桨叶剖面，除桨根或过渡段外，皆为翼型，应具有良好的空气动力特性。（撰写：高　正　审订：王适存）

yexing

叶型 blade profile, airfoil　又称翼型。按一定气动要求设计的叶片的截面形状。分亚声速和超、跨声速两大类：

⑴ 亚声速叶型用于远前方马赫数不大于 0.75～0.85 的气流中，设计中以某种原始叶型为基础。原始叶型为源于飞机或螺旋桨翼型的对称叶型，常用的有英国的 C_4 叶型、美国的 NACA 65 系列叶型和前苏联的 BC-6 叶型。

⑵ 跨声速叶型用于远前方马赫数为 0.8～1.25 的气流中，超声速叶型用于远前方马赫数大于 1.25 的气流中。当前，先进的压气机叶尖相对气流马赫数已达 1.5～1.6 甚至更高。超、跨声速叶型与亚声速叶型有显著的区别。为了减少激波损失和叶型损失，超、跨声速叶型前部较薄和较直，其最大厚度和最大弯度位于 50% 弦长或更后处。常用的超、跨声速叶型有：① 双圆弧叶型：此种叶型在跨声速叶栅上获得了广泛的应用，在高亚声速叶栅上，也有较好的性能。② 多圆弧叶型：叶盆、叶背分别由两段圆弧构成。此种叶型已广泛用于马赫数为 0.8～1.5 范围的压气机中。③ 多项式中弧线叶型：中弧线由四次多项式构成，厚度分布由三次多项式构成。

此外，还有定制叶型、可控扩散（超临界）叶型、钝后缘叶型和 S 形中弧线叶型等。

（撰写：李志广　审订：陈矛章）

yejian feixing

夜间飞行 night flight　又称夜航。驾驶员驾驶飞机从天黑至天亮这段时间内的飞行，其中含黄昏和拂晓飞行。夜间飞行包括简单气象和复杂气象飞行。夜间飞行（如图所示）时驾驶员主要依靠机上各种仪表指示来操纵飞机、判断飞行状态和确定飞机位置。注意力分配应以地平仪为主，兼顾其他仪表。夜间飞行比昼间飞行复杂，对驾驶员的飞行技术要求比较高。夜间飞行时自然光线很弱，能见度差，不能看清地标和天地线，驾驶员主要参考灯光地标和能见到的自然地标。夜间飞行中可能产生“错觉”，必须严格按仪表飞行。参与夜间飞行的飞机和机场都必须有夜航设备。夜间飞行是驾驶员必须掌握的飞行技术，对完成各种任务有着重要意义。



夜航准备

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

yeshijing

夜视镜 night vision goggles (NVG)　在夜晚或能见度差的环境下把微弱的可见光和近红外波段（0.35～0.95μm）的光增强，具有光增强能力的像增强器。通过光敏物质接收转换成视频，再显示在微型显示器上，产生一个可见景像的一种装置。像增强器发展已经经历了 3 代。第 3 代的体积已很小，故在航空应用中已经把夜视镜和驾驶员的头盔组合在一起。按组合的方式有两种形式，把增强图像直接呈现于使用者视线上的称为 I 型，把增强的图像投射到使用者视线上的某一透光介质上的称 II 型。　（撰写：陈德鸣　审订：陆润生）

yeshijing jianrong

夜视镜兼容 night vision goggles compatibility　狭义地讲，是指飞机内部照明和显示器光电特性能满足夜间飞行中驾驶员戴着夜视镜观察飞机内部这一要求的一种特性。在这种情况下，不借助于图像增强器进行观察，但又不降低夜视镜图像增强能力，使驾驶员观察飞机外界之后能很快转而获取飞机内部信息。广义地讲，夜视镜兼容就是在驾驶员戴夜视镜执行飞行任务时如何缩小使用光增强形成的图像和用肉眼观察的图像之间的差别，例如在距离估计、地形识别、坡度估计、物体辨别等情况下。

（撰写：陈德鸣　审订：龚世明）

yefu tuoluoyi

液浮陀螺仪 liquid floated gyroscope 利用浮液的浮力来支承浮子组件的陀螺仪。液浮陀螺的结构特点是：将装有陀螺马达的浮子(相当于内环架)做成密封的球形或圆柱形，构成浮子组件。在浮子组件与仪表壳体间充灌浮液(氟油)，浮液产生浮力，支承浮子组件，达到降低支承压力，减小摩擦力矩，提高陀螺精度的目的。当浮力与浮子组件重量相等时，称全液浮陀螺；当浮力小于浮子组件重量时称为半液浮陀螺。液浮陀螺仪可分为单自由度液浮陀螺和两自由度液浮陀螺，两者均在平台式惯导系统中得到了广泛的应用。全液浮陀螺需配备温控装置，以保持浮液在需要的温度条件下工作(70～80℃)，温控精度一般优于±0.5℃。这种陀螺漂移小，可达0.01(°)/h。在液浮的基础上，自转轴采用动压气浮轴承、浮子加上磁悬浮定心的称之“三浮”陀螺，其精度更高，随机漂移优于0.001(°)/h，但加工精度、装配、温控都要求较高，因而成本亦较高。

(撰写：以光衢 审订：王纪僚)

yeti huojian fadongji

液体火箭发动机 liquid rocket motor 又称液体推进剂火箭发动机。不依赖环境大气，使用飞行器自身携带的液体推进剂为能源，并产生工质，利用力的反作用原理直接产生推力的化学火箭发动机。主要由四部分组成：推进剂贮箱(燃料箱、氧化剂箱及辅助推进剂箱)；推进剂输送系统(燃料冷气系统、辅助推进剂系统及涡轮泵系统)；推力室(包括头部喷嘴、燃烧室及喷管)；控制系统(包括推进剂流量、混合比、启动和关机控制)。一般工作程序是：贮箱增压；火药启动器点火，产生高温燃气推动涡轮，带动泵输送推进剂(自燃燃料)；氧化剂先喷入推力室，接着喷入燃料，在燃烧室进行雾化、混合和燃烧，生成高温高压燃气，经喷管膨胀成高速燃气向外喷射而产生推力。非自燃推进剂的发动机的推力室还配备有一套外点火装置。液体火箭发动机具有易控制、比冲高、推力可以调节、工作时间长等优点，但其结构复杂，使用维护不如固体发动机方便。液体火箭发动机应用范围很广，可用于空间运载火箭、战略战术导弹、航天飞机等。从发展趋势看，在军用火箭和导弹上，液体火箭发动机有逐渐被固体火箭发动机及其他类型发动机所取代的趋势。但在宇航领域，液体火箭发动机仍有其独特的优越性，如比推力大、推力可调节、能多次重复启动和关机，是固体火箭发动机难以达到的。因此，固体和液体火箭发动机将继续使用下去，并随着核、电、光子等先进推进技术的应用而发展。

(撰写：王鑫 审订：郑志伟)

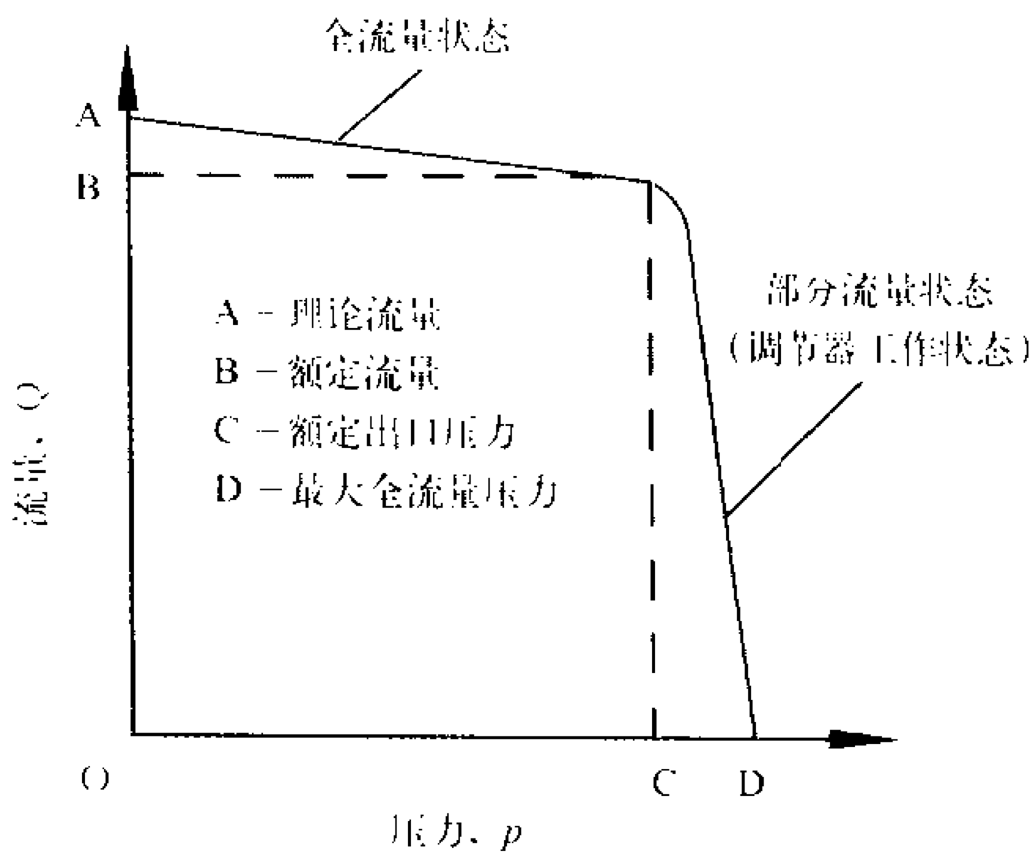
yeya baidonggang

液压摆动缸 hydraulic rotating cylinder 又称摆动液压马达。输出轴作摆动往复运动的液压执行元件。其优点是不需要中间转换机构就能使其被操纵对象直接获得往复旋摆运动。其功能与液压作动筒相同，其结构形式主要有叶片式及活塞式。液压摆动缸具有输出角速度小(可达0.002～0.003 rad/s)，低速稳定性好，输出扭矩范围宽(最大可达到2000～3000 N·m)的特点，其输出最大转角目前可达300°。由于摆动缸运动工作元件的惯量小，因此由它组成的液压系统动态性能好。但由于摆动缸的内密封较困难，给高压工作带来不利，随着结构、工艺的改进和密封材料的改善，目前可用于中高压系统。液压摆动缸已广泛用于雷达天线稳定平台的驱动、鱼雷发射架的开启，液压机械手和液压转台的驱动等。

(撰写：袁丽华 审订：杨燕生)

yeyabeng

液压泵 hydraulic pump 向液压系统提供一定压力和流量的工作液体的输送装置。通常由飞机发动机、专门的电动机或风动涡轮等带动工作，将驱动装置的机械能转换为液压能并通过导管输送到液压系统的工作部分。从能量转换的观点来说，它是一个将机械能转换成液压能的能量转换装置。航空上所用的液压泵种类很多，按其结构形式可分为：(1)齿轮泵(内啮合和外啮合)；(2)叶片泵(单作用式和多作用式)；(3)柱塞泵包括轴向式(直轴式、斜轴式)和径向式；(4)螺杆泵；(5)滚子叶片泵；按流量又可分为定流量泵和变流量泵。齿轮泵和螺杆泵不能改变流量，而叶片泵和柱塞泵均可制成可调流量的结构形式。液压泵的工作性能参数为：额定流量、额定工作压力和最大工作压力、额定转速和容积效率。目前飞机液压系统主要采用20.6 MPa工作压力和27.4 MPa工作压力的可变流量液压泵。液压泵的输出特性为流量—压力特性，可变流量泵的流量—压力特性见图。



可变流量液压泵的输出特性

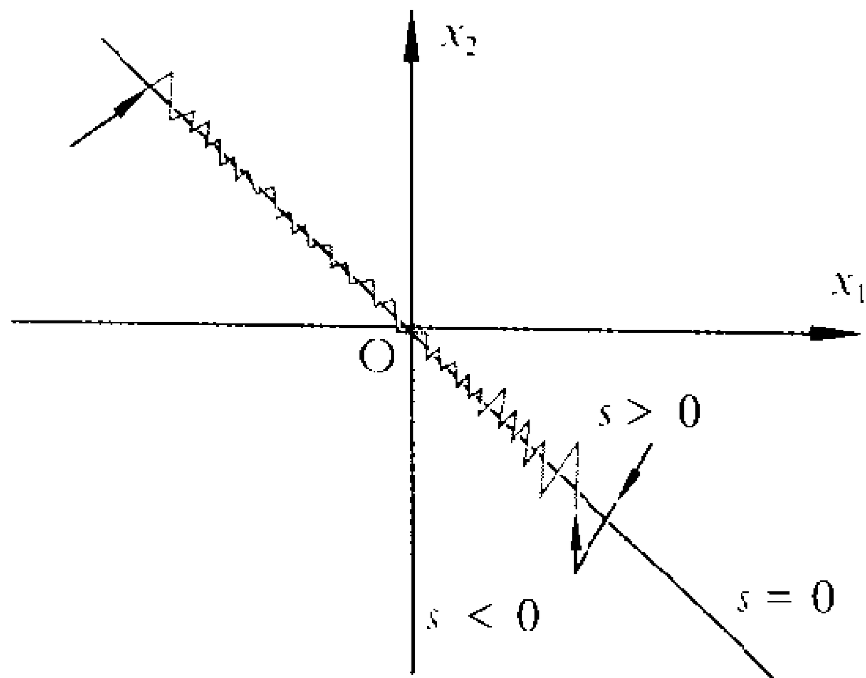
(撰写：袁丽华 审订：杨燕生)

yeya bianjiegou kongzhi

液压变结构控制 hydraulic variable structure control 利用液压阀门的开关特性完成在开关面的领域内滑动的一种非连续控制。它首先使系统稳定，并趋于一个被约束的开关面(一般称滑模超平面)领域内滑动，最终滑向平衡位置或坐标原点。如图所示的平面问题，x_1是位移，x_2是速度，设计开关函数为$s = cx_1 + cx_2$直线方程(如是空间问题则变成开关面函数)并选择合适的控制信号

$$u = \begin{cases} u^+ & s = cx_1 + cx_2 > 0 \\ u^- & s = cx_1 + cx_2 < 0 \end{cases}$$

以保证系统状态在$s > 0$时，控制u^+使轨迹向开关线运动。



变结构滑动轨迹

在 $s<0$ 时，控制 u^- 使轨迹也向开关线逼近。当轨迹进入开关线领域后，则轨迹在高频切换控制下，沿着开关线滑动并趋于原点。 （撰写：王占林　审订：杨燕生）

yeya bujian de jichenghua

液压部件的集成化 hydraulic component integration　把各种功能的液压元件组合成一体的液压装置或回路。集成化的方式有整体式和组合式。液压传动装置的泵和马达常采用集成化技术，在泵上装有辅助泵、辅助泵安全阀、顺序阀、辅助单向阀、高压阀等，而在马达上则装有换向阀及背压阀等。集成化用于液压控制阀中，形成多路阀、叠加阀、插装阀等。其中叠加阀是在板式阀集成化的基础上发展起来的新型液压元件，它是安装在板式换向阀和底板之间由有关的压力、流量和方向控制阀等组成的一个集成化控制回路。此外还有电液伺服阀与变量泵、变量马达集成的伺服泵和伺服马达等。这些集成件结构紧凑、体积小、重量轻，各组成元件间不需要导管连接，连接管路短减小了功率损失，性能方面也有改进，且便于安装维修。液压集成化技术还在数字逻辑系统中有较好应用。 （撰写：裘丽华　审订：杨燕生）

yeya chongji

液压冲击 hydraulic impact, hydraulic shock　又称水击或水锤。液压系统中压力高频剧烈波动且伴有管壁振动及撞击之声的现象。当阀门急速关闭或打开时，液体的运动状态突然变化，能量急速转换(动能与压力能的互相转换)，使液压压力突然升高或降低，并以声速向液压系统各处迅速传播。经过传播、反射等过程，使压力逐渐平稳直到恢复正常工作压力。当阀门突然关闭时，管内流速急剧下降，压力急剧上升，称为正水锤；阀门突然开启时，管内流速迅速增加，压力显著下降，甚至出现真空和气蚀，称为负水锤。液压冲击产生的液压压力变化相当大，将引起导管严重变形、破裂和附件的损坏。在液压系统设计中，常采用蓄能器来缓和液压冲击或采取限制管路流速（一般液压系统中最大流速限制在5～7 m/s 左右)、选用适当的导管材料等措施来减轻液压冲击的不利影响。 （撰写：裘丽华　审订：杨燕生）

yeya chuandong

液压传动 hydraulic transmission, hydraulic driving　以液体作为工作介质，利用液体的静压能来实现功率传递。液压传动系统主要由控制元件(包括方向控制元件、压力控制元件和流量控制元件)、执行机构和液压能源3部分组成。液压传动的主要性能参数是液压压力和流量。液压传动具有功率大，换向快，动作迅速，运动平稳，不易受外界负载影响，调速范围宽，低速性能好等突出优点；但液压信号传递速度慢，能量传输不方便，元件制造精度要求高。飞机上的收放系统常采用液压传动。除液压传动外，还有气压传动和电气传动。为充分发挥电气传动信号传递迅速和能量传递方便的优点、并与液压传动的优点结合起来，形成了电气—液压系统。 （撰写：裘丽华　审订：杨燕生）

Y

yeya dongli jigou

液压动力机构 hydraulic actuating unit　利用具有一定功率的液压能源，直接控制负载运动的液压装置。由液压控制元件和执行元件组成，控制元件有液压控制阀或液压变量泵两种；执行元件有液压缸及液压马达两种。两种控制元件与两种执行元件可以组合成阀控缸、阀控马达、泵控缸及泵控马达4种常见的结构形式。对大多数的动力控制系统来说，动力机械都是关键环节，其动态特性在很大程度上决定着整个系统的性能。阀控缸与阀控马达式动力机构见图1和图2。

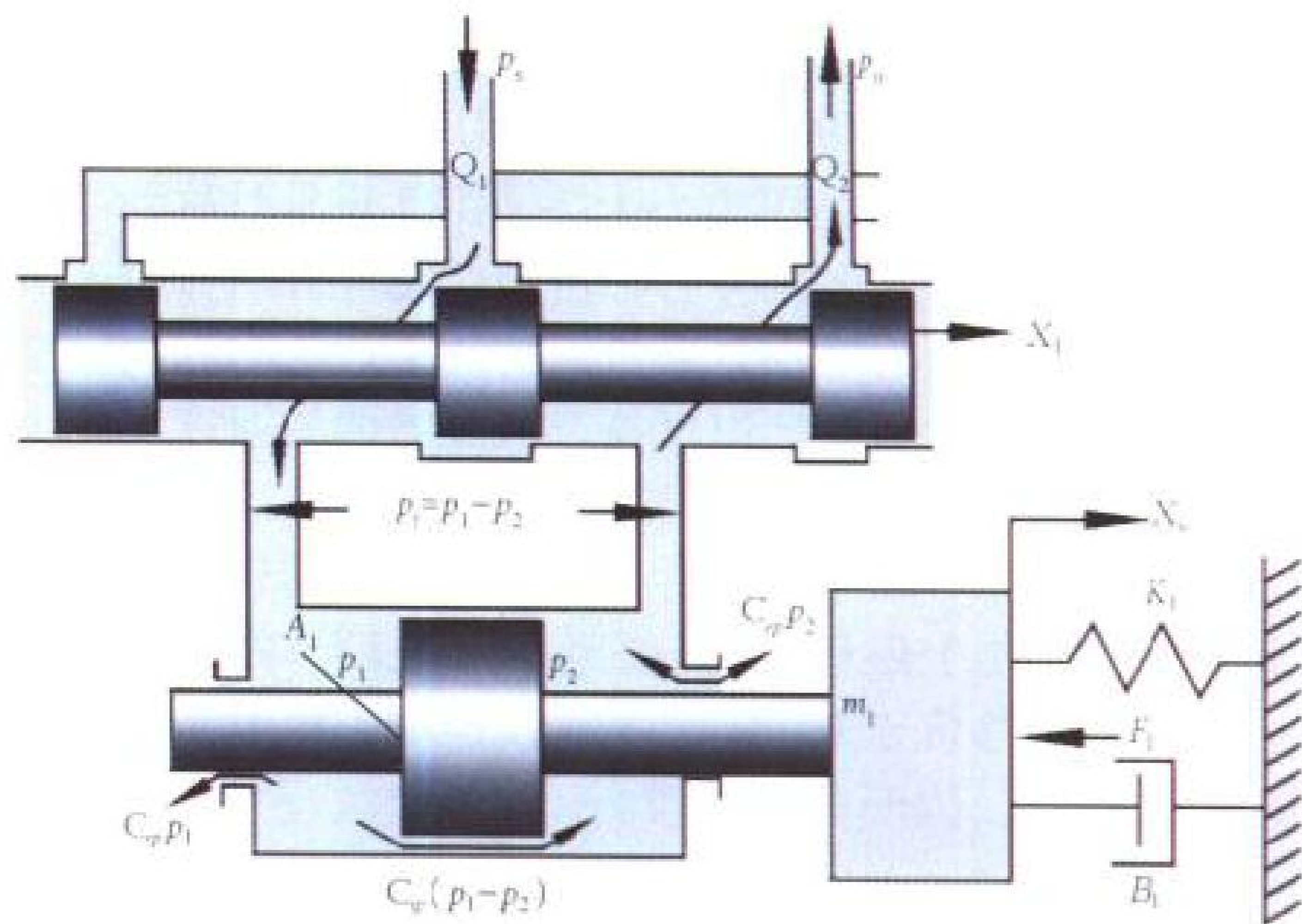


图1 阀控液压缸

此外，泵控液压马达的典型组成是变量泵定量马达，通过改变变量泵的排量对马达进行控制。马达负载需要多少流

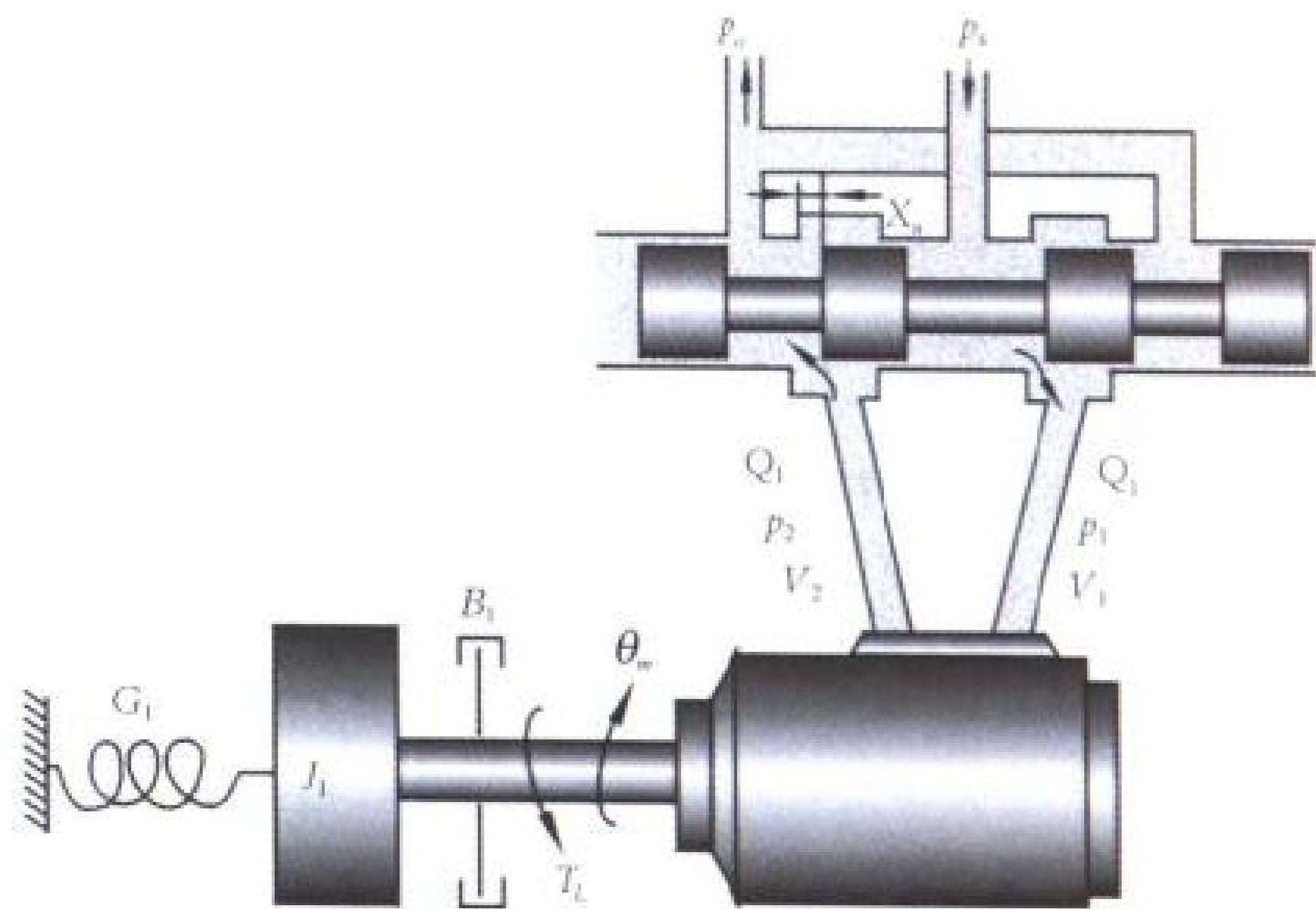


图2 阀控液压马达

量，变量泵就调节到多少流量，因此功率损失小，其最大效率可达90%。这种泵控称为容积控制，而将前述的阀控称为节流控制。容积控制适于大功率拖动。其原理见图3。

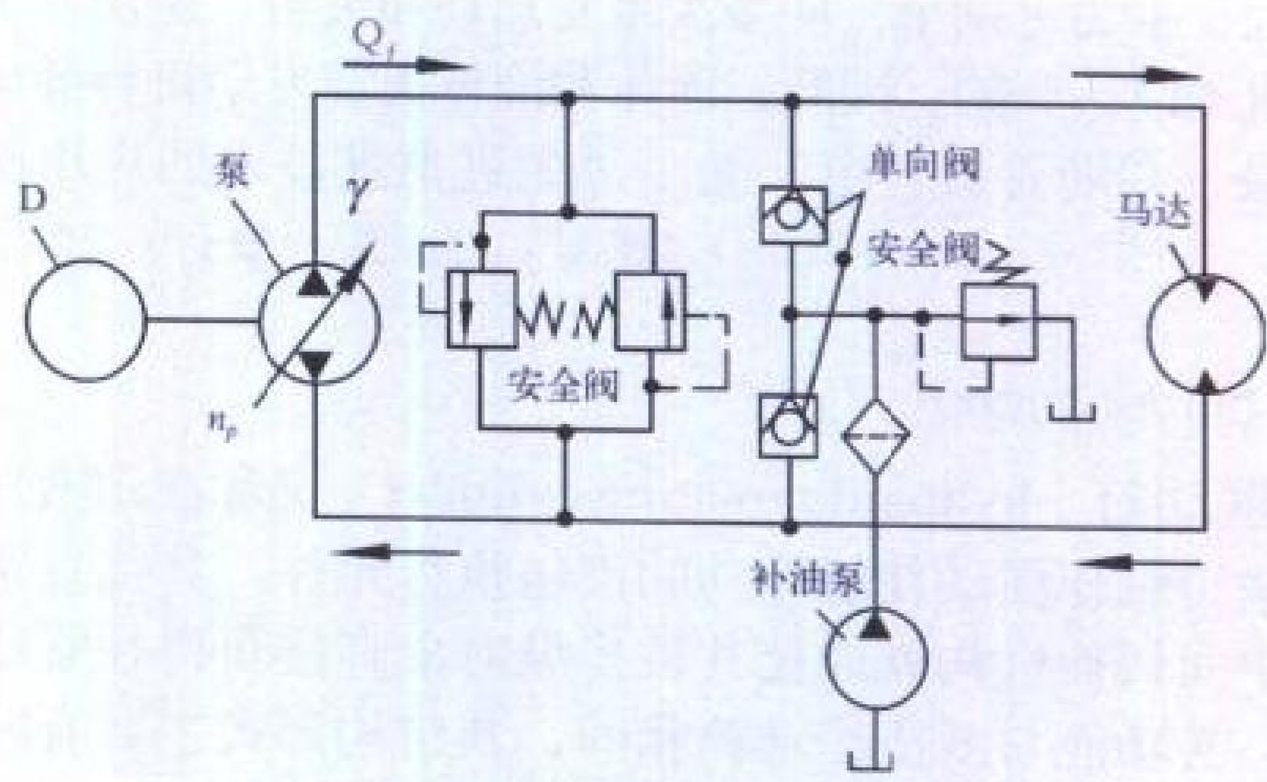


图3 泵控液压马达式动力机构

设变量泵以转速 n_p 恒速旋转，液压马达的转速和旋转方向通过改变泵的斜盘摆角 γ 加以控制，补油泵用以补偿泵和马达的泄漏，保证低压管路有一定的压力，防止变量泵的吸空现象。为了安全，高低压之间装有两个安全阀以防压力冲击。 （撰写：王占林　审订：杨燕生）

yeya duoji

液压舵机 hydraulic flight control actuator 由电液伺服阀、作动筒及位移传感器组成。实际工作时舵机与电子放大器组成闭环伺服系统，是一个典型的位置伺服系统，当有输入信号时，经放大器放大并形成与此输入信号相应的、使电液伺服阀（力矩马达、喷嘴挡板、滑阀）工作的误差信号。电液伺服阀按着此误差信号的大小和方向，控制作动筒腔内工作液的流量，从而驱动作动筒活塞运动，然后通过反馈传感器将活塞位移返回放大器输入端形成闭合回路。此时活塞位移与输入信号成比例。如果活塞没有按输入信号改变位移，

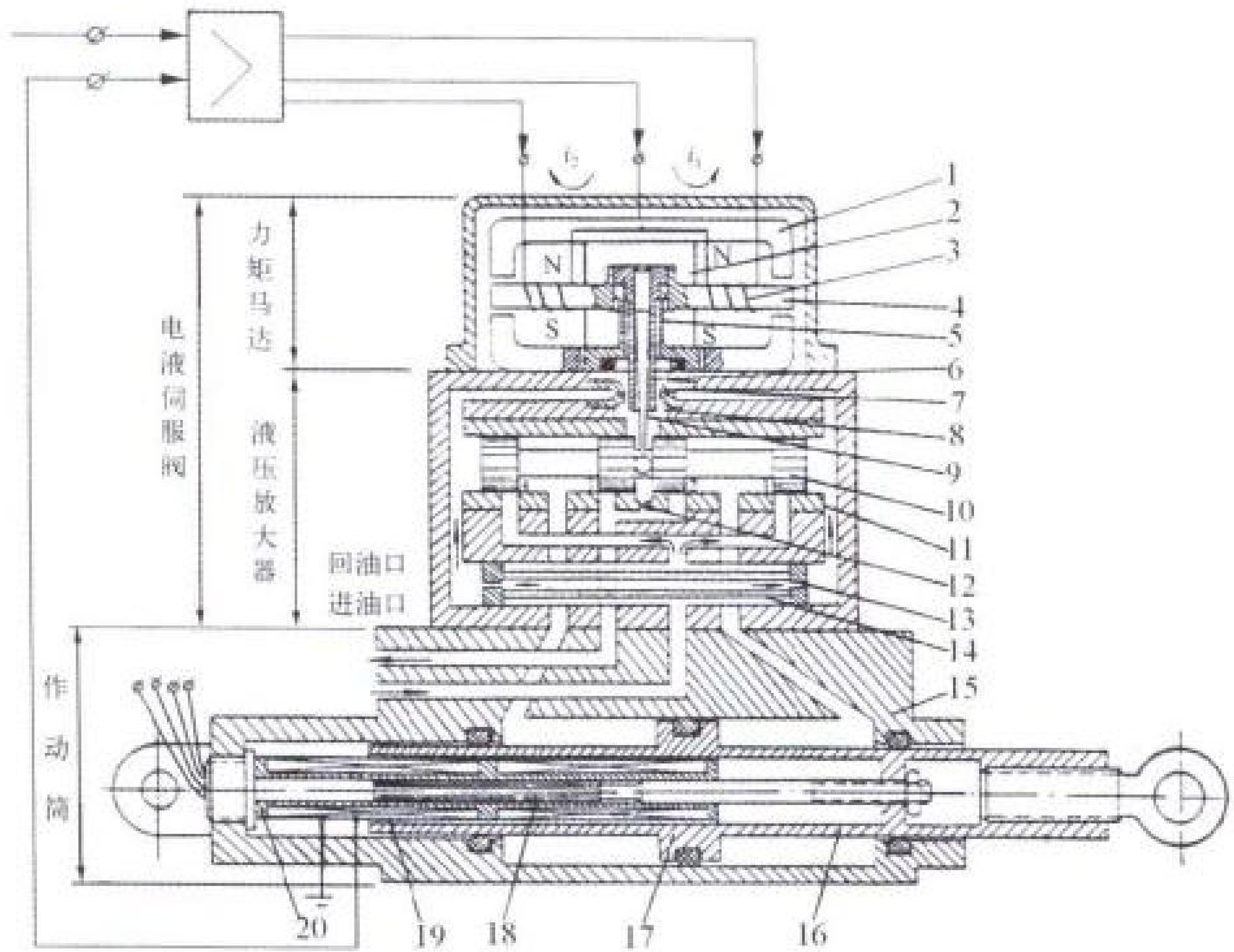


图 1 液压舵机结构原理图

1—导磁体；2—永久磁铁；3—控制线圈；4—衔铁；5—弹簧管；6—挡板；7—喷嘴；8—溢流腔；9—反馈杆；10—阀芯；11—阀套；12—回油节流孔；13—固定节流孔；14—油滤；15—作动筒壳体；16—活塞杆；17—活塞；18—铁芯；19—线圈；20—位移传感器；

则反馈传感器检测出它实际位移量并加到放大器输入端与指令输入信号进行比较，然后根据两者间的差值对活塞位移进行修正，直到输入信号与反馈信号之差等于零为止。因此，系统是按照输入与反馈信号之偏差进行调节的。对这种舵机的要求除保证一定的输出力与速度外即是要求它反应要快。

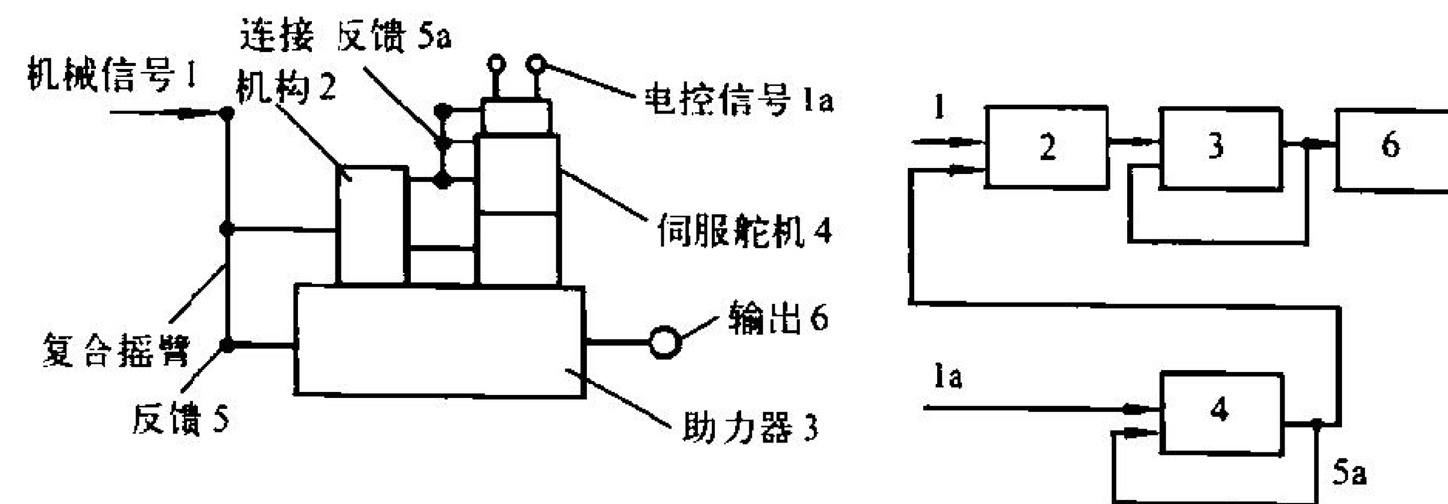


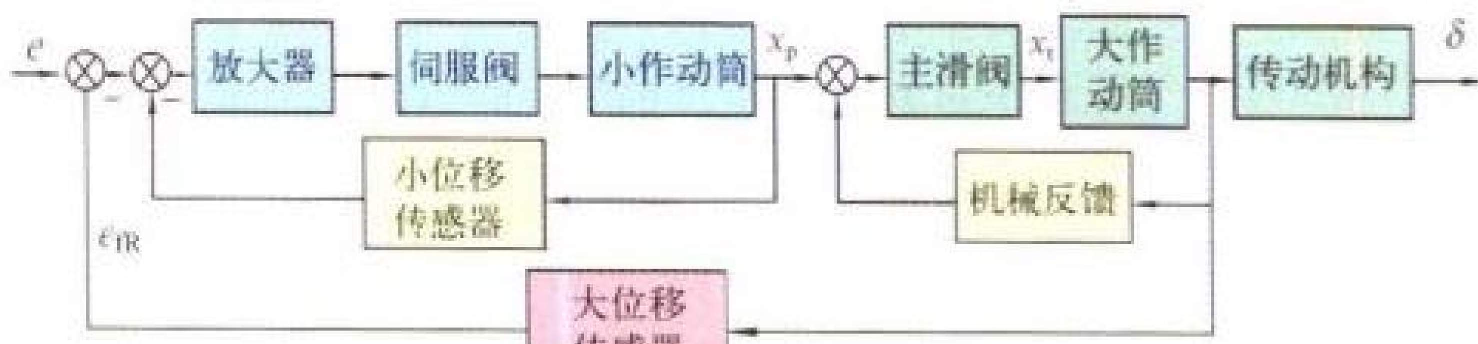
图 2 复合舵机示意图

有的舵机活塞杆输出直接操纵舵面；有的舵机则通过复合摇臂操纵液压助力器，再由液压助力器操纵舵面，复合摇臂的另一端是机械输入，由驾驶员通过机械操纵系统操纵。图 2 是液压助力器与伺服舵机综合在一个附件壳体中的整体式舵面伺服机构—复合舵机。

在大型导弹的推力矢量系统中舵机则用来摆动摇摆发动机。 （撰写：王占林 审订：杨燕生）

yeya fuhe duoji

液压复合舵机 integrated hydraulic flight contol actuator 在结构上考虑同时接受驾驶员机械指令及自动控制电指令的舵机。一般伺服机构既接受驾驶员来的操纵信号，也接受来自有关飞行传感器经放大后的增稳信号，就会存在系统的交联问题。其缺点是舵机运动时易产生向驾驶杆的力及位移的反传，造成驾驶杆的回输振荡，干扰了驾驶员对飞机的精确操纵；严重时恶化飞行操纵品质，是不可接受的。解决反传的有效办法是采用复合舵机。图示为一种歼击机的复合舵机回路框图。它由液压舵机和液压助力器两大部分构成。液压舵



复合舵机回路框图

机由力反馈型两级电液伺服阀、电磁机构、锁紧机构和直线位移式小作动筒（包括小位移传感器）组成。液压助力器由主、副滑阀和双腔直线位移式大作动筒（包括大位移传感器）组成。两者通过摇臂联系起来，构成既能由增稳系统操纵舵面偏转，又能由驾驶员直接操纵舵面偏转的液压复合舵机。换句话说，它既是增稳系统中的舵机，又是飞机操纵系统中的液压助力器。它有助力、舵机和复合 3 种工作状态。复合工作状态是前两种状态同时工作的状态，它们通过摇臂在主滑阀处进行机械复合，然后进行油液分配。在助力器工作时，摇臂以上端点为支点转动；而在舵机工作状态时，摇臂以中点为支点转动。但在复合工作状态时由于上端点和中点均在运动，从而使摇臂下端点为复合运动。

（撰写：王占林 审订：杨燕生）

yeya kongzhi

液压控制 hydraulic control 运用液压动力对被操纵对象进行的控制。分开环控制与闭环控制。通常所说的液压控制系统都是指闭环控制系统，而传动系统实际上就是一种开环控制系统。闭环控制系统具有控制精度高和控制性能好的特点，因此这种系统的输出能较好地满足控制的要求。液压控制系统有连续控制和离散控制两大类，前者又称为模拟控制；数字控制和开关控制均属于离散控制。比例控制在控制功能上是介于两者之间的一种控制。目前广泛应用的液压伺服控制系统大都属于连续量控制的模拟控制系统。随着计算机技术的发展，液压数字控制技术的研究日益广泛。目前数一模混合的液压伺服控制系统的广泛应用满足了高精度、快响应的要求。液压开关控制系统的功能是要通过标准开关元件组成的网络来实现输入和输出之间的一组逻辑关系，由于造价低和抗污染性好，引起人们的关注，但目前仅应用于精度要求不高的系统。 （撰写：裘丽华 审订：杨燕生）

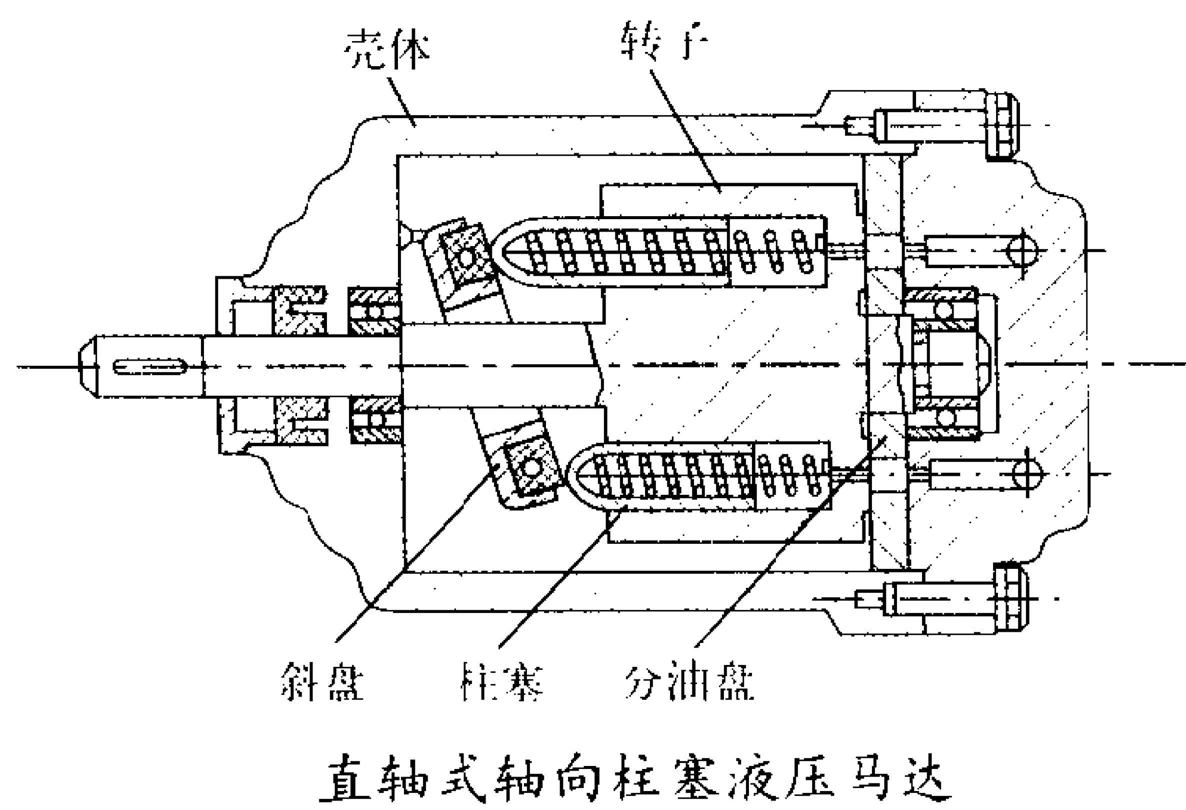
yeya kongzhi yuanjian

液压控制元件 hydraulic control elements 又称液压控制阀。用以控制液压系统中液体流动的方向、压力和流量的元件。按其功用可分为方向控制元件（用以控制液流方向，包括单向阀和换向阀）；压力控制元件（用以调节或限制油液的压力，包括溢流阀、减压阀、顺序阀、卸荷阀、缓冲阀和压力继电器）；流量控制元件（用以调节油液的流量，包括节流阀、定流量阀、分流阀、配量阀、定量器等）。此外，还有电液比例阀，是一种根据输入电信号的方向和大小来控制油

液流动方向，以及比例控制油液压力和流量大小的控制阀。
（撰写：裘丽华 审订：杨燕生）

yeya mada

液压马达 hydraulic motor 又称液动机。旋转型液压执行元件。其结构与液压泵基本相同，有齿轮式、叶片式、柱塞式、螺杆式，以及低速性能良好的滚子叶片式液压马达等，也可分为定量马达与变量马达。在工作原理上，液压马达与液压泵是可逆的。航空领域常用的直轴式轴向柱塞液压马达的组成见图。其工作过程是：来自液压系统的高压油，通过



直轴式轴向柱塞液压马达

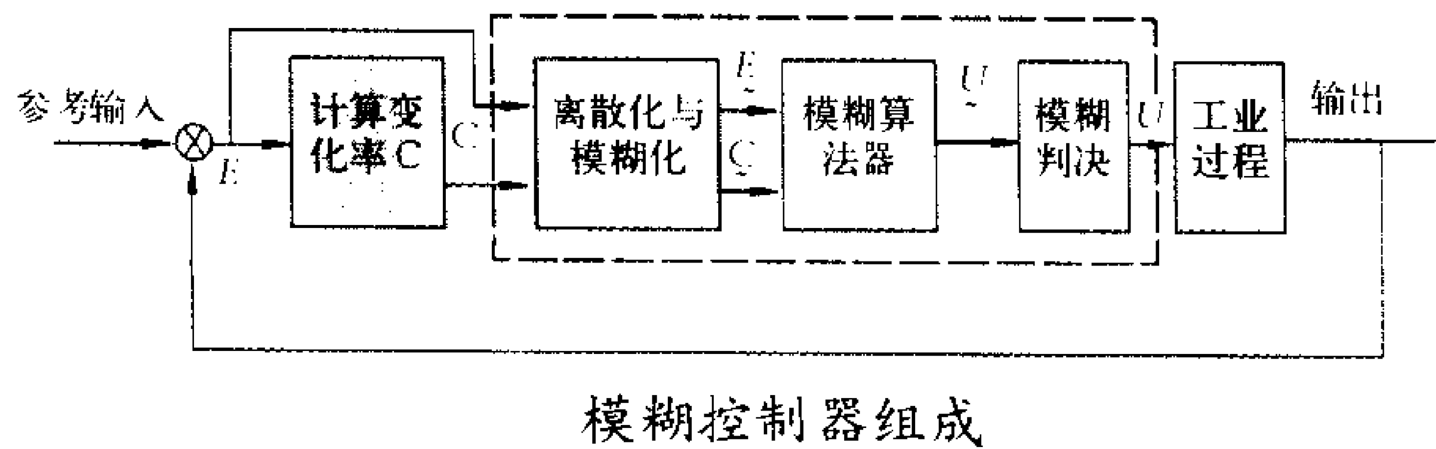
分油盘的进油窗进入柱塞腔，处于高压区的柱塞在液压力的作用下外伸，并对斜盘产生压力；斜盘对柱塞的反作用力的径向分力对马达转子产生力矩，使马达转子旋转并带动负载运动。处于低压区的柱塞在斜盘作用下压入柱塞腔，而低压区的工作过的油液在柱塞压入时通过分油盘的排油窗挤回回油路。液压马达的主要性能参数为：额定工作压力、排量（每转1转所需的液体体积）、输出扭矩、额定转速、功率和效率。液压马达具有输出扭矩大，启动扭矩小，重量轻，体积小，调速范围宽，最低稳定转速小等优点，其中滚子叶片马达的最高转速与最低转速比可达20000，其最低稳定转速可小于1 r/min。目前广泛用于自动控制系统的液压伺服马达由电液伺服阀控制的液压马达组成，是一种具有控制精度高、动态性能优良的执行机构。
（撰写：裘丽华 审订：杨燕生）

yeya maidong

液压脉动 hydraulic pressure pulsation 在正常稳定工作时，由于液压泵的流量脉动和负载变化引起的液压压力周期性变化的现象。液压脉动将引起液压系统的振动和噪声，导致系统中元部件的疲劳损坏。如果液压脉动频率与液压系统的固有频率一致，将出现振幅不稳定的共振现象。在系统中安装蓄能器、缓冲瓶等，可减弱液压脉动使其控制在允许的范围内。（撰写：裘丽华 审订：杨燕生）

yeya mohu kongzhi

液压模糊控制 hydraulic fuzzy control 以操作人员的经验和模糊数学为基础设计出的一种对大型液压系统进行控制的方法。对于复杂的大型系统，采用一般的控制方法很难实现



模糊控制器组成

控制，主要因为系统的模型非常复杂，阶数很高或根本无法得到合理的数学模型，此时，那些以数学模型为基础的方法对这样的控制问题无能为力。然而，一个熟练的操作控制人员能够比较好地操作、控制这样的复杂系统。模糊控制不是从精确的数学表达式的角度来了解受控系统，而是根据操作者的经验形成语言表达，总结出若干准则来确定它的各个参数和控制规律，然后在实际系统中进行调试和确定。液压模糊控制也是由于很难准确确定复杂液压系统模型时，所采用的一种控制方法。模糊控制的数学基础是模糊数学，它包括模糊集、隶属度$\mu(x)$、模糊关系、模糊变换等概念。模糊控制要在模糊控制器上进行。设计模糊控制器的核心是选择模糊控制规则。通常，控制规律所涉及的论域有三个，即偏差E、偏差变化率C和控制量U。模糊控制系统由模糊控制器和系统其余部分组成（见图）。
（撰写：王占林 审订：杨燕生）

yeya nengyuan

液压能源 hydraulic power source 向液压系统工作部分提供高压液压油的装置。主要由液压泵、液压油箱、油滤、压力控制装置（包括溢流阀、安全阀和卸荷阀等）、方向控制装置（包括单向阀等）、蓄能器、冷却装置等组成。基本形式为：定流量泵能源回路和变流量泵能源回路。在一些大型飞机上也有采用定量泵—变量泵交输能源回路，其中定流量泵能源回路和变流量泵能源回路为相互独立的回路，当打开交输阀时定流量泵可向变流量泵能源回路供油。在一些新型飞机上采用了多泵源构成多余度液压能源，多组泵源同时向各工作机构供油，由多数表决型电液伺服阀或监控电液伺服阀进行控制。液压能源除满足稳定性要求和品质外，还应满足功率、流量、压力的要求。另外应用冷却散热措施，使油温不超过限制值，并应保证油液清洁，防止空气进入。
（撰写：裘丽华 审订：杨燕生）

yeya qidongji

液压起动机 hydraulic starter 在液压起动系统中，以液压马达作为发动机的起动机。当由外部向该起动机提供液压油时，液压马达工作，起动发动机。起动完成后，由发动机驱动，作为飞机液压泵使用，向飞机输送液压油。所以这种起动机又称起动液压马达—液压泵。液压起动机的特点是：起动方法简单，效率高，不产生废气。由于起动时需要大量的高压液体，所以不能独立起动。（撰写：李志广 审订：陈光）

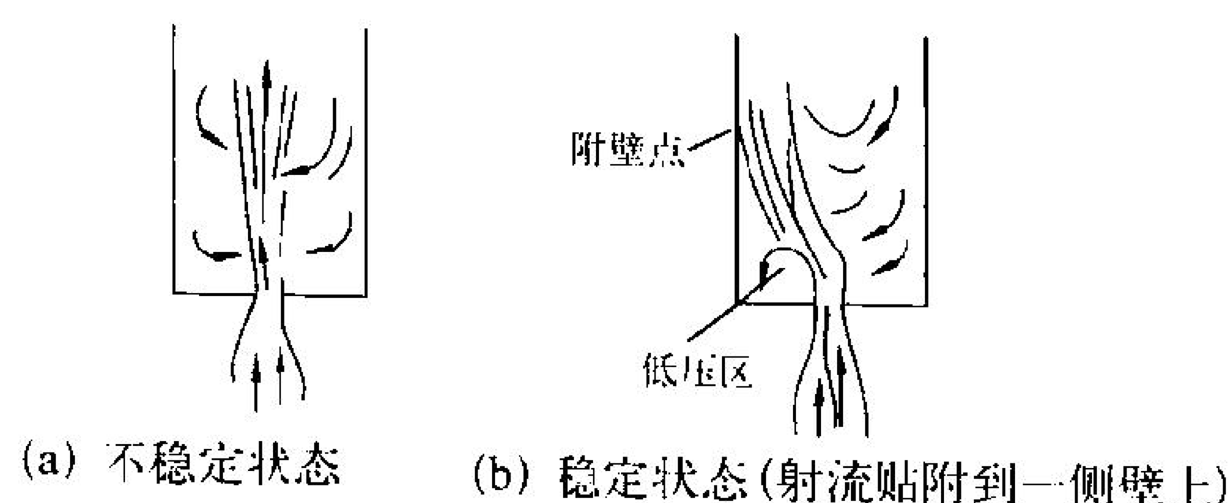
yeya shache xitong

液压刹车系统 hydraulic brake system 见刹车控制系统。

yeya sheliu jishu

液压射流技术 hydraulic fluidics 应用流体的流动来完成感受、比较和执行职能的各种元件和技术的总称。射流元件可以设计成数字式（开关式）的，或模拟式（比例式）的。这里所说的射流元件一般指纯射流元件即不带活动部件的射流元件，其逻辑动作或比例变换主要靠流体间的相互作用完成。射流元件的逻辑职能许多是利用射流的附壁效应，或称柯安达效应（Coanda effect）（见图1），以及射流的碰撞效应完成的。附壁式的“或/或非”门，亦称单稳放大器（射流只有一种稳定状态，图2 a）。如果在C_1、C_2都没有控制信号，射流便附在右壁，给出“或非”输出。如果C_1或C_2有控制信

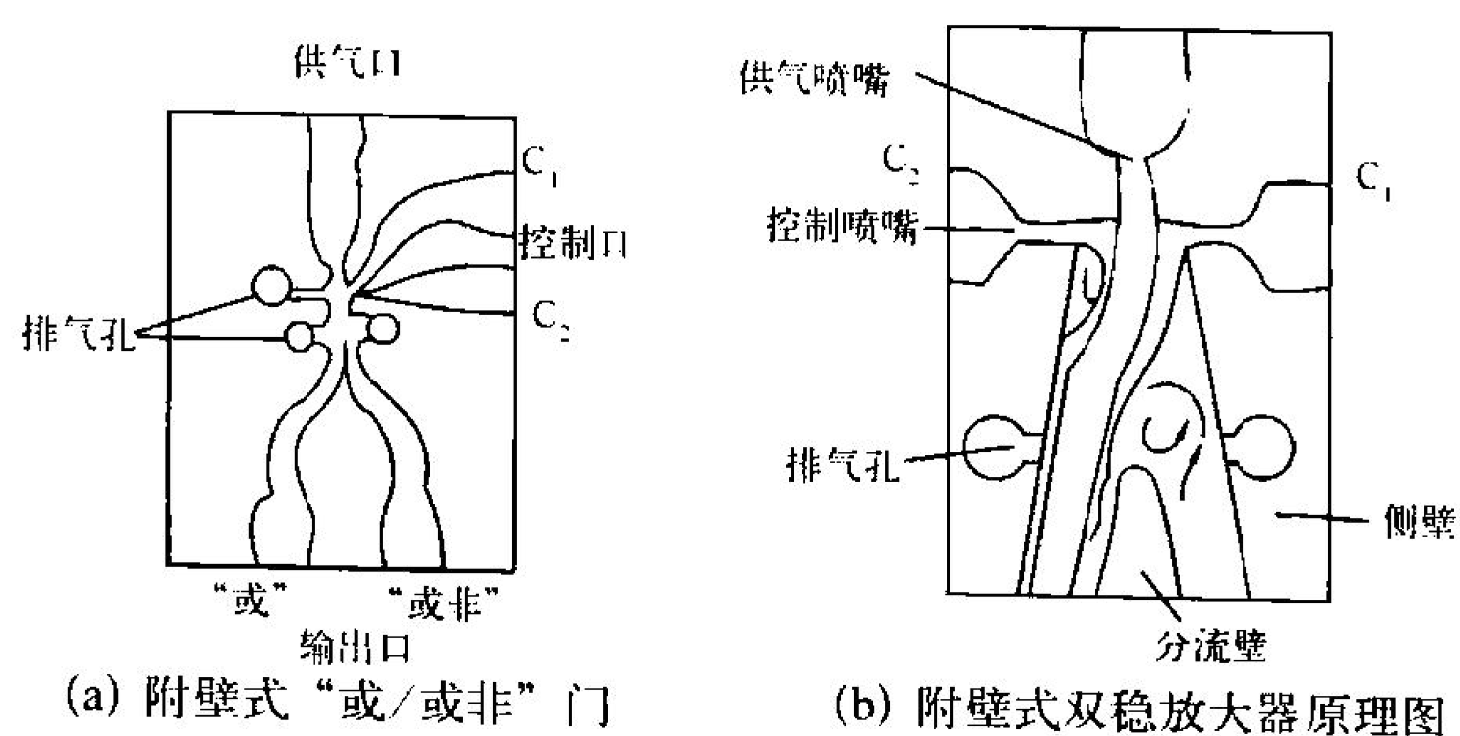
号，则输出便转换到“或”输出。因此这个元件在一个组件中提供了“或”和“或非”两种职能，两种输出可同时利



(a) 不稳定状态　(b) 稳定状态(射流贴附到一侧壁上)

图1 柯安达效应

用。双稳放大器或触发器可以用控制信号 C_1 或 C_2 来使射流附在左壁或右壁(图2 b)。没有一种射流元件所产生的职能是电气元件所不能实现的，但在某些有害的环境中，或在系统的其余部分都采用流体动力元件时，射流技术则可以提供最好的解决办法。射流元件在航天领域有许多重要的用途，主要是用于发动机控制方面，已成功地设计了测量温度和压力的射流装置。



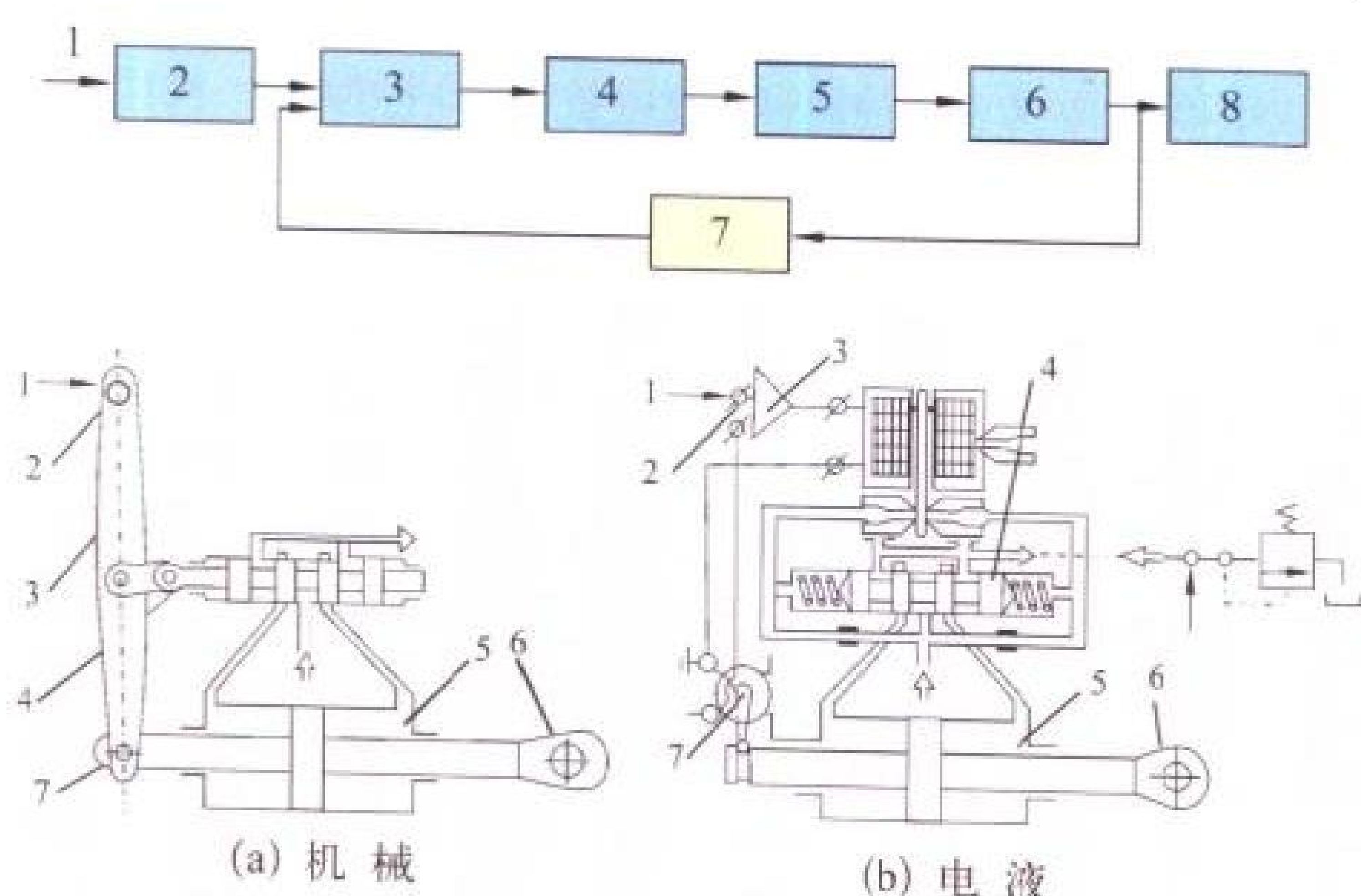
(a) 附壁式“或/或非”门　(b) 附壁式双稳放大器原理图

图2 附壁射流

(撰写：王占林　审订：杨燕生)

yeya sifu kongzhi xitong

液压伺服控制系统 hydraulic servo control system 以液压流体为介质，按输入与反馈信号的偏差值进行控制的系统。飞行器上常用的机械液压伺服控制系统(或称助力器)和电液伺服控制系统原理见图1。助力器主要用在飞机上，电



(a) 机 械　(b) 电 液

图1 伺服系统

液伺服控制系统在导弹与飞机上都常使用。输入信号1的改变，经输入环节2形成伺服控制机构输入与输出环节间的失调量。比较装置3测量和放大此失调量，并形成与此失调量相应的、使调节装置4(力矩马达、喷嘴挡板阀、滑阀)工作的误差信号。调节装置4按着这个误差信号的大小和方向，控制腔内工作液的液量5，从而驱动作动筒活塞6，然后通过反馈将活塞的位移信号反回输入端，从而构成闭合回路。如果将负载8(舵面或摇摆喷管)连接在活塞杆上，就可以使负载位移或角位移与输入信号成比例。假如负载没有按输入信号改变位移，则反馈装置检测出它的实际位移量7并加到输入端与指令信号进行比较，然后用两者之间的差值对活塞位移进行修正，直到输入信号与反馈信号之差等于零为止。因此，系统是按输入与反馈信号之差进行调节的。图2示出

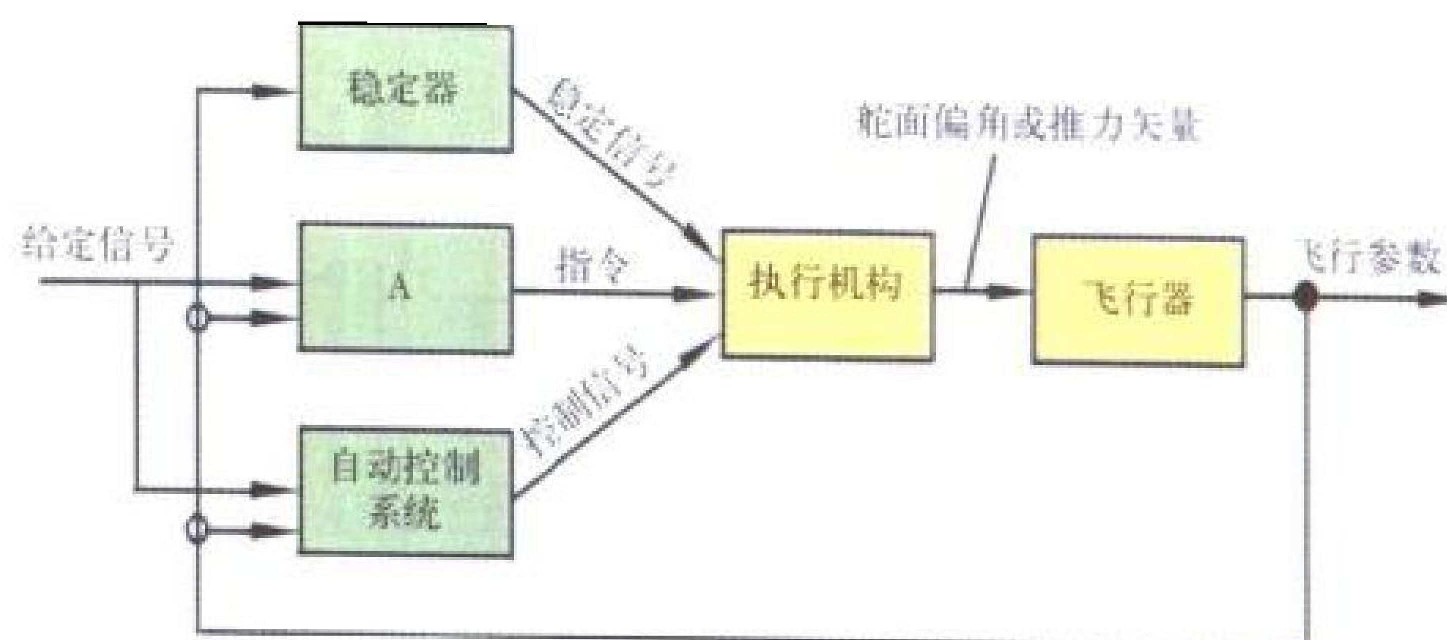


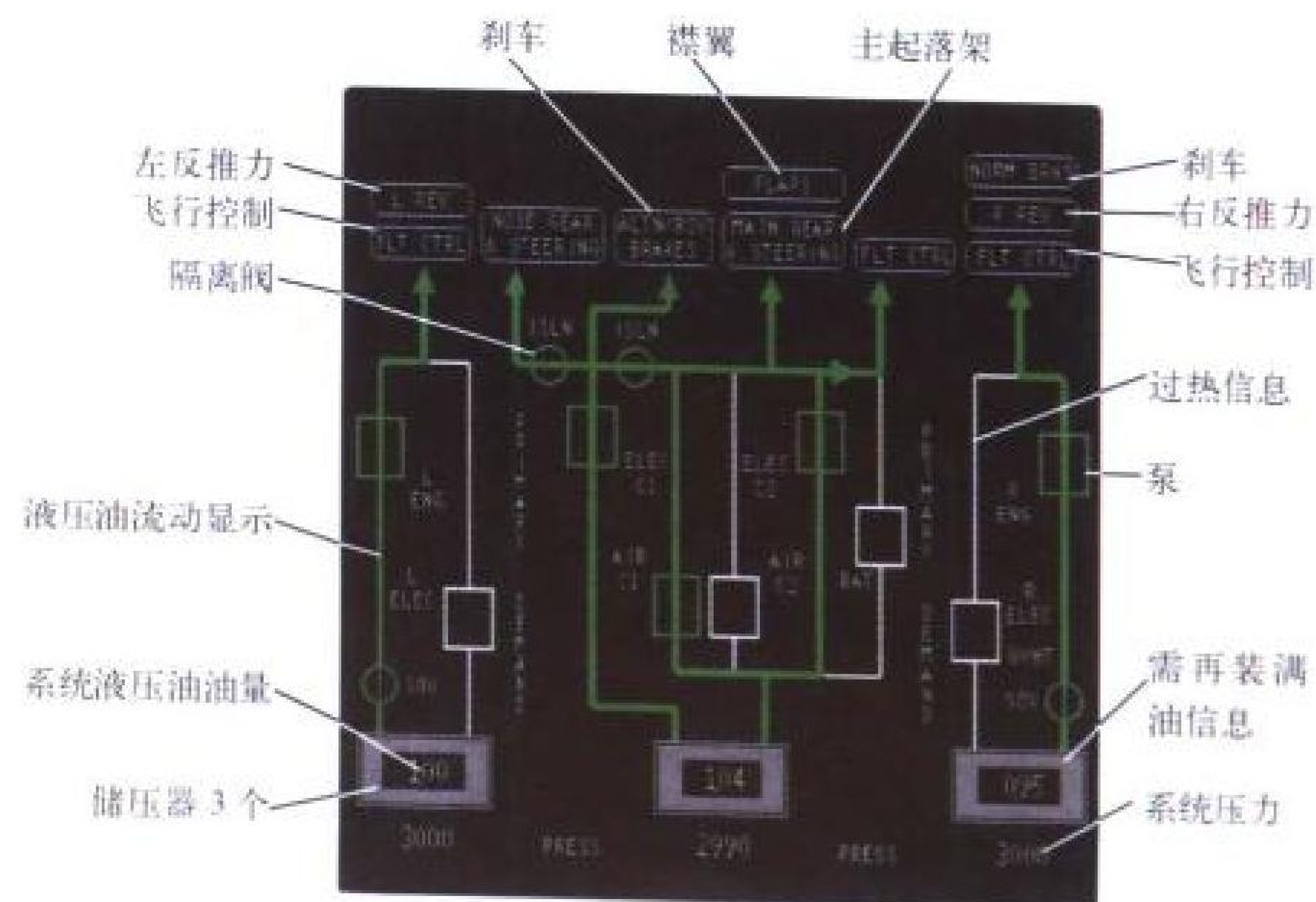
图2 飞行控制系统回路框图

了该执行机构(即液压伺服控制系统)在整个飞行控制回路中的位置。按被控的物理量，可分为位置伺服、速度伺服、施力控制系统，此外还有加速度及温度伺服控制系统等，但在液压伺服控制中最主要的是前3种。按调节机构或液压控制元件的形式可分为节流控制和容积控制。节流控制如阀控作动筒、阀控马达等；容积控制调节机构常采用变量泵控制或变量马达控制，它的主要缺点是容积系统反应速度较慢。因此，在飞机与导弹的舵面操纵和推力矢量控制中广泛地采用节流式伺服控制。大功率系统中往往不一定要求太快的反应速度，而功率损失常是关键性问题，故趋向于采用容积式伺服控制，因为容积控制具有节能的特点。按信息传递介质不同，可分为机械伺服控制(给定信号为机械位移)及电液伺服控制。电液伺服控制的输入为电信号，通常由力矩马达转变为液压控制系统的机械位移输入。

(撰写：王占林　审订：杨燕生)

yeya xitong xianshiyi

液压系统显示仪 hydraulic system display 显示液压系统工作状态的仪表。图中上部有10个方块，都是液压系统的用户。粗管路是绿色时，表示液压油在正常流动。长方形表示油泵，有两类：上一排4个为主(primary)油泵，下一排4个是备份油泵。油泵过热时有OVHT (overheat)字母指示。油泵正常工作时呈绿色，不工作和发生不能用的故障时均呈白



波音777飞机液压系统显示仪

Y

色，有损坏的故障时，呈琥珀色且方块内还带有×符号。阀门有两种：截流阀（shutoff valve, SOV）和隔离阀（isolation valve, ISLV）。它们均有 4 种可能的工作状态：当阀门打开时，圆圈呈绿色，圈内直线与管路方向一致。当阀门关闭时，圆圈呈白色，圈内直线与管路方向互相垂直。若阀门不能工作时，圆圈呈空心白色。阀门有故障或损坏时，圈内呈琥珀色，并有×符号显示。图下方的 3 个大方块分别表示左、中、右 3 个储压器，方块内的数值表示该储压器内的油量，用 1.0 表示油是满的（100%），1.2 表示超出 20%。数字的右边可能会出现 3 种简写字母：LO（low quantity）表示油量不足，OF（overfill）表示油量过满，RF（refill）表示需再装满油。白色读数表示油量正常，字母 OF 和 RF 均为白色。油量不足时，数字读数和符号 LO 均为琥珀色。储压器下方有液压压力数字显示。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

yeya youxiang

液压油箱　hydraulic oil tank　用来贮存液压油，为保证液压系统工作而供给足够的油液，分离油液中的气体，沉淀污物及消散液压系统工作时产生的部分热量的装置。采用增压油箱和自供油箱（图 1），可提高液压泵入口压力，改善液压泵吸油性能和高空性。增压油箱一般采用压缩空气作为油箱

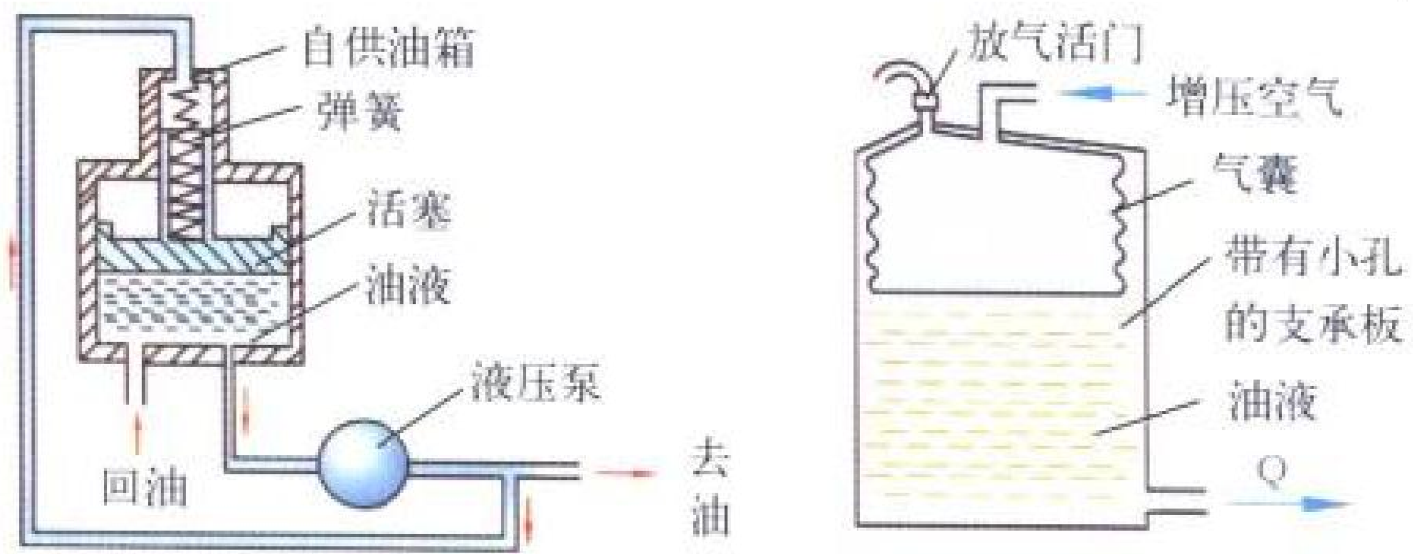


图 1　自供油箱原理图　　图 2　增压防气油箱原理图

增压介质。为防止空气与油液直接接触，避免大量空气溶解到油液中，目前有些飞机上采用增压防气油箱（图 2）。油箱应满足下列主要要求：⑴ 保证飞机在各种飞行姿态下能正常供油；在最大飞行高度时有一定的入口压力，防止液压泵产生气穴现象。⑵ 有足够的容积，油箱中的油不能溢出加油口。⑶ 油箱的出油口和回油口应合理配置，以保证溶解在油箱油液中的空气的分离和污物的沉淀并有利于油液的散热。

（撰写：裘丽华　审订：杨燕生）

yeya yudu kongzhi

液压余度控制　hydraulic redundancy control　采用多套液压控制系统同时工作，或主备工作，以完成同一液压控制任务。其中一套出了故障时，通过监控加以切除，其余仍可继续工作，以提高系统的可靠性。

（撰写：王占林　审订：杨燕生）

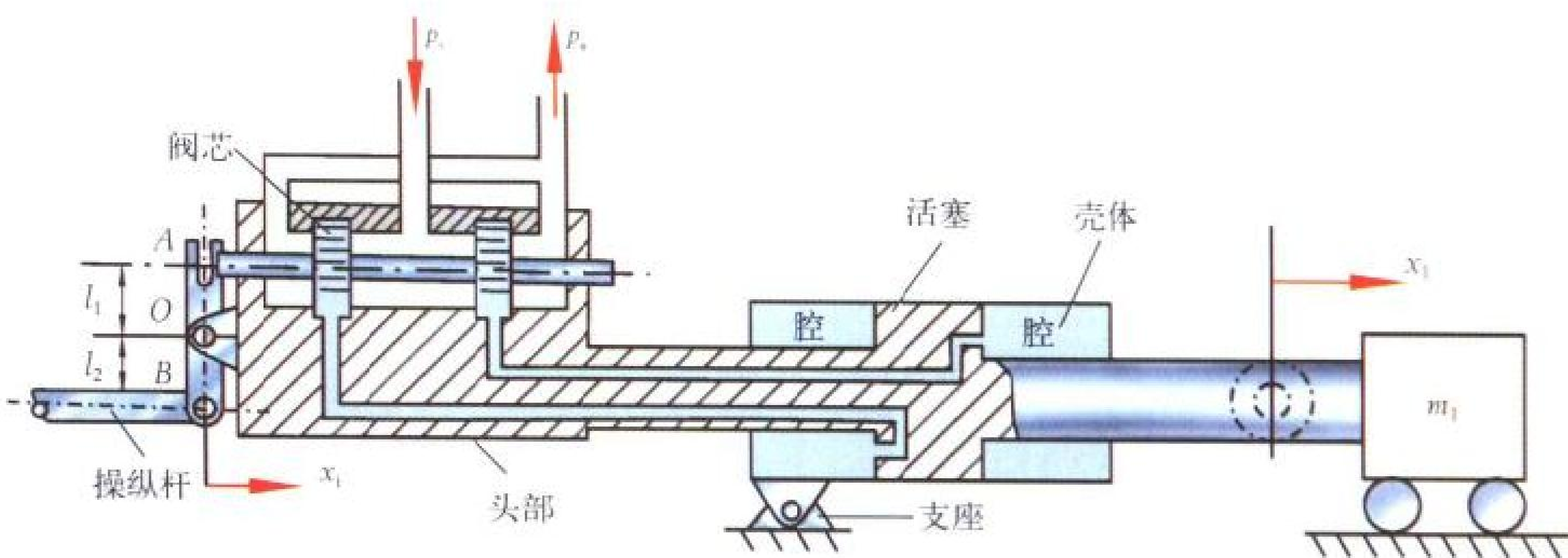
yeya zhixing yuanjian

液压执行元件　hydraulic actuator　液压系统中用以驱动被操纵对象运动的元件。将液压能转换成机械能的能量转换元件。参见液压动力机构。

（撰写：裘丽华　审订：杨燕生）

yeya zhuliqi

液压助力器　hydraulic actuator　机械液压伺服机构的总称。飞机舵面操纵用的一种液压助力器（见图）。由滑阀（阀芯和壳体组成）控制的作动筒（活塞和壳体组成）加上活塞运



液压助力器

动的反馈杆 AB 组成。假设操纵杆向右动，头部不动，那么杆 AB 只能绕 O 点向逆时针方向转动一个角度，于是滑阀阀芯被向左拉动一定位置，便打开了通向外筒 1 腔和 2 腔的油路，进油路与外筒 2 腔相通，回油路与 1 腔相通，则活塞向右运动，头部（包括 O 点）亦向右运动，有趋势拉动 AB 杆顺时针转动。如果这时操纵杆停止不动，则当头部拉动 AB 杆重新转到垂直位置，阀芯凸肩重新把 1、2 腔油道遮盖、不再进油和回油时，活塞亦相应停止不动。所以助力器可以保证活塞杆位置与前面操纵杆位置一一对应。目前飞机上采用的液压助力器构造形式很多，但其基本要求可归纳如下：⑴ 要有足够大的输出力以克服铰链力矩；⑵ 要有良好的快速性；⑶ 要有足够的稳定余量，如反馈比过大即会产生振荡；⑷ 要有足够的刚度和阻尼，以防止颤振；⑸ 操纵力要小（摩擦力和液动力）；⑹ 要有一定的准确性和灵敏性。

（撰写：王占林　审订：杨燕生）

yeya zuodongtong

液压作动筒　hydraulic actuating cylinder　又称液压油缸。由液压换向阀或液压控制阀（液压放大器）控制的一种往复直线运动式执行机构。在飞机液压系统中液压作动筒常与液压控制阀组成一体，加上反馈构成液压助力器；或与电液伺服阀组成一体，加上反馈构成液压舵机。它通常由筒体、活塞、活塞杆、端盖和密封件组成。其结构形式很多，有筒体固定活塞杆运动和活塞杆固定筒体运动；有单面杆活塞和双面杆活塞；有单作用式（动力行程仅在一个方向）、双作用式和差动缸式（动作取决于活塞两侧有效面积之差）；有单油腔（靠弹簧力和外力返回）、双油腔和四油腔（双活塞串联）以及其他特殊形式的作动筒。根据使用需要，有的作动筒还带有液压锁（将活塞锁定于某个位置）、缓冲装置和连通阀（必要时沟通作动筒两腔，起安全作用）。液压作动筒结构简单，体积尺寸小，输出力大，有良好的低速运动性能，被广泛应用于航空航天领域，如舵面、起落架、襟翼、减速板、舱门、发动机尾喷管和进气锥等操纵。液压作动筒的主要性能参数有额定工作压力、输出力、输出速度和行程。其主要结构参数为活塞和活塞杆直径。

（撰写：裘丽华　审订：杨燕生）

150 xiaoshi chijiu shiche

150 小时持久试车 150-hour endurance test 发动机研制定型的长期试车。多年来军、民用发动机均通过这种试车来考核新研制或改型的发动机。这种持久试车主要是对发动机规定的工作边界条件和工作极限参数进行考核。包括：(1) 验证发动机各种工作状态及其性能参数是否达到设计指标要求；(2) 验证经持久试车后发动机性能参数的恶化情况；(3) 验证在规定的边界及整个飞行工作包线范围内的环境条件下，发动机的结构完整性、长期工作可靠性以及主机和辅机工作的协调性。

根据《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》的规定，在定型试验阶段中要求两台发动机各进行一次 150 小时持久试车。它由 25 个阶段组成，在每个阶段 6 h，每个阶段试验之前应停车 2 h。150 小时持久试车应在海平面试车台和高空模拟试车台或加温、加压试车台上分别进行。试验完成后分解检查发动机，如没有发现偏离技术条件，则可得出发动机适用于飞行使用的结论。近年来，美国军方认为：150 小时持久试车程序主要强调高负荷状态的比例，没有反映发动机的实际使用条件。因此美国已用加速任务试车取代 150 小时持久试车，并要求新型号的战斗机发动机必须通过 4000 个 TAC (总积累循环或战术空军循环) 循环试车才能定型。 (撰写：刘大响 审订：叶培梁)

yibanlei xuanyi hangkongqi

一般类旋翼航空器 normal category rotorcraft 我国适航标准 CCAR-27 部中所规定的旋翼航空器类别。一般类旋翼航空器的最大重量等于或小于 2730 kg (6000 lb)，最大重量超过 2730 kg 的旋翼航空器应按运输类旋翼航空器适航标准 CCAR-29 部审定。鉴于世界各民航发达国家适航标准趋于一致化，无论是 CCAR-27 部，还是 FAR 27 部、JAR 27 部，对一般类旋翼航空器的定义是一致的。条款的定性和定量要求也基本一致。[注：1999 年生效的 FAR 27 部第 27-37 号修正案已将一般类旋翼航空器的最大重量修正为等于或小于 3185 kg (7000 lb)，并增加最大座位设置数等于或小于 9 座的限制，CCAR-27 部和 JAR 27 部今后也将作相应修正]。 (撰写：朱凤驭 审订：冯家澍)

yiban mushi jiancha

一般目视检查 general visual inspection 对飞机结构件和系统机件的明显的损伤、故障或不正常迹象的目视检查。它是一种费用最低、最简便易行、检查距离适中、且为最经常使用的一种飞机检查，也是飞机结构的 3 个检查等级中等级最低的检查，并且是飞机系统的 7 种预防性维修工作类型中优先考虑采用顺序中的第 2 种。它在日光或灯光下进行，不使用光学仪器；在检查内部结构件或系统机件时，可能需要打开或拆下检查口盖、包皮或舱门；在检查高位区域的结构件或系统机件时，可能需要升降工作台、梯子等登高设备。 (撰写：王立群 审订：曾天翔)

yi ci dingjian hegelü

一次定检合格率 acceptance rate of scheduled inspection for airborne equipment 指航空辅机产品 (机载设备) 一次定期检查试验合格数占一次定期检查总数的百分比。定期检查试验是为综合考验辅机批生产产品质量稳定性而进行的试验，包括批次试验及例行试验。一次定检合格率是检验航空辅机产品 (机载设备) 生产质量稳定性的一个重要指标，其计算公式为

$$一次定检合格率=\frac{一次定检合格数}{一次定检总数}\times 100\%$$

式中 一次定检合格系指产品在试验过程中未发生故障，或虽有个别故障，但经现场排故后，不需对同批产品排故、返修，也不必重抽产品再次试验。 (撰写：魏曼丽 修订：金允汶 审订：张昌龄)

yi ci jianshi leida

一次监视雷达 primary surveillance radar (PSR) 发射电磁波进行探测，利用目标的回波信号发现目标，并进行参数测量获取距离、方位和相对速度信息的雷达。一次监视雷达 (PSR) 是脉冲雷达，它发射的是射频脉冲串。目标的斜距决定于信号往返时间，目标的方位决定于二次反射波前到达的方向，测量多普勒频移可求出目标的相对速度。PSR 根据使用目的可分为：航路监视雷达、机场监视雷达、精密进场雷达和场面监视雷达。其具体功能是：对航路上飞机进行监视和指挥；调节航路终端进出飞机的时间间隔；给飞临跑道的飞机提供引导信息，使之安全着陆；在低能见度的情况下，使管制员掌握机场场面情况以充分利用跑道和滑行道。以上功能必须在通信系统配合下才能实现。PSR 的优点是可在雷达终端独立获取目标的距离、方位等信息，不管目标飞机上是否装有应答机。新一代的 PSR 具有动目标检测和获取气象信息的功能。PSR 的缺点是要求雷达必须有足够大的辐射能量，抗杂波干扰能力差，无法识别目标性质和获取目标更多信息。由于以上缺点，促进了二次监视雷达 (SSR) 的应用，通常在空中交通管制雷达系统中，PSR 与 SSR 协同工作。 (撰写：薛文安 审订：周其焕)

yi ci lishi hegelü

一次例试合格率 rate of being qualified of batch of missiles in routine shot test 指导弹一次例试 (靶试) 合格的次数占例试 (靶试) 总次数的百分比。它是检验导弹生产质量的一个重要指标，其计算公式为

$$导弹一次例试合格率=\frac{一次例试(靶试)合格次数}{例试(靶试)总次数}\times 100\%$$

式中 一次例试 (靶试) 合格是指导弹在一次例试 (靶试) 中未发生任何故障，或虽有个别故障，但经现场排除后，不需对同批产品排故、返修，也不必重抽产品再次试验。 (撰写：黄月娥 修订：金允汶 审订：张昌龄)

yi ci shifei hegelü

一次试飞合格率 acceptance rate of batch aircraft flight test 指飞机一次试飞合格架数与试飞总架数的百分比。它是检验飞机生产质量的一个重要指标，其计算公式为

$$一次试飞合格率=\frac{一次试飞合格架数}{试飞总架数}\times 100\%$$

式中 一次试飞合格是指一架飞机在规定的起落数内完成了规定的试飞科目；试飞总架数是指报告期内实际参加试飞的飞机总架数。 (撰写：黄月娥 修订：金允汶 审订：张昌龄)

yi ci tijiao hegelü

一次提交合格率 acceptance rate of the first inspection for

airborne equipment 又称一次交验合格率。指航空辅机产品(机载设备)一次提交合格品数占一次提交检查验收总数的百分比。它是检验航空辅机产品生产质量的一个重要指标，其计算公式为

$$一次提交合格率 = \frac{一次提交合格品数}{一次提交检查验收总数} \times 100\%$$

(撰写：魏曼丽　修订：金允汶　审订：张昌龄)

yi gu liu

一股流 primary air 通过火焰筒旋流器(或其他火焰稳定装置)、头部冷却小孔和(如果采用的话)空气雾化喷嘴进入主燃区的所有空气的统称。但它们各自的作用是不同的。通过旋流器(或其他火焰稳定装置)进入主燃区的空气的作用是形成回流区，并与燃料混合形成可燃混合物；通过冷却小孔进入的空气主要是冷却火焰筒头部壁面；通过空气雾化喷嘴进入的空气主要是用来雾化燃油的。它们一旦进入主燃区后，都可起氧化剂的作用。目前一股流的流量约占通过火焰筒的总空气量的25%左右。随着燃烧室出口总温的进一步提高，它的比例将继续增加。

(撰写：吴文东　审订：王洪铭)

yi ji weixiu

一级维修 organizational maintenance 又称外场维修、航线维修或基层级维修。由修理厂以外的基层单位承担的飞机维修。如中国空军中由团机务大队承担的维修。它包括：保养、预防性维修、较小故障(损伤)的排除和战场抢修。它是三级维修体制中的最低层次维修。

(撰写：王立群　审订：甘晓华)

yi ji weixiu peitao zhuanyerenyuan

一级维修配套专业人员 organizational level maintenance manning 根据一级维修作业需要配备的作业和管理人员的统称。主要包括：机务大队长、机务中队长、机务分队长、团修理厂厂长(歼击机和强击机部队适用)、修理分队长，以及直接维修飞机的机械师、机械员与航空军械、电子设备、仪表电气设备等专业师、专业员以及部队修理机构的修理员(工)等。此外，还需要包括战时在野战机场从事战伤飞机抢修工作的飞机战伤评估员与抢修员(工)。他们都经过专门训练、考试合格后才能上岗工作。其主要职责是合理筹划使用航空装备，组织实施飞行机务准备和飞机的维修与抢修工作，保持装备的完好和战斗使用状态。

(撰写：侯志刚　审订：王立群)

yi ji weixiu shebei

一级维修设备 organizational level support equipment 进行一级维修所需的和作为其辅助手段的各项设备的统称。主要包括：按照与编制飞机数成一定比例的数量配属于一级维修机构的随机工具、随机设备；使用方单独订货的较小定期检修用的通用和专用设备；修理工艺设备等。它们由指定人员负责使用和保管，用于航空装备日常的维护、保养，检查和排除故障，调整和校正，机件的更换、小修，以及较小的定期检修。　(撰写：侯志刚　审订：王立群)

yi lei jishu ziliao

一类技术资料 the first class technical data 用户正常使用飞机和进行一级维修所必需的技术资料。如：《飞行手册》、《飞机构造说明书》、《飞机维修大纲》等。这类技术资料的概念与我国空军、航空工业部门现行的“随机资料”基本相同，相当于美国民用《航空产品技术资料编写规范》(ATA 100)中的第一类资料——必备资料。

(撰写：胡成立　审订：王立群)

yi wei dingchang guanliu

一维定常管流 one-dimensional steady channel flow 气流参数沿流动方向变化，在垂直于流动方向的任一截面上，气流参数均匀分布，且不随时间而变化的管内流动。主要研究范围包括变截面管流、等截面摩擦管流和等截面换热管流。其中变截面管流是发动机气体动力学的重要内容，主要研究在一维定常管流条件下，管道截面积变化对气流参数的影响。在研究喷气发动机的尾喷管内各截面的平均气流参数沿流向的变化规律时，可近似作为变截面管流。在变截面管流中，要使亚声速气流加速，管道截面应该逐渐收缩；要使超声速气流加速，管道截面应该逐渐扩张；要使气流从亚声速连续加速到超声速，管道截面则应先收缩后扩张，这种管道称为拉瓦尔喷管。

(撰写：潘锦珊　审订：陈　光)

yi wei liudong

一维流动 one-dimensional flow 所有流体属性(如速度、压力、密度等)只依赖于一个空间坐标变量的流动。流管或管道内的流动，假如截面很小，且变化缓慢，可以认为沿横截面上的流体属性为均一的，这时的流动参数只依赖于沿流管或管道轴线的弧长坐标，这类流动便是一维流动。一维流动经常是实际问题的一种简化，以便于分析与数学处理。

(撰写：黄明恪　审订：张仲寅)

yibiaoban

仪表板 instrument panel 座舱内集中安装仪表、控制开关、信号灯、音响器与扬声器和照明装置等设备的安装板。仪表板的配置与飞行器的功能、座舱布局和所装仪表的数量有关。单座飞机上，主仪表板置于驾驶员正前方，其他仪表板设置在主仪表板的两侧或顶部。多座飞机在主、副驾驶员前方装有主仪表板，飞机工程师、领航员以及教练机的教练员前面也设置相应的仪表板。



波音777型客机仪表板

(撰写：黄俊钦　审订：王占林)

yibiao feixing

仪表飞行 instrument flight 旧称盲目飞行。在看不清天地线和地标的情况下，驾驶员完全根据机上各种仪表和设备指示来判断飞行状态、操纵飞机和测定飞机位置的飞行。仪表飞行一般是指训练飞行中的暗舱仪表飞行，在双座飞机上学员舱用暗舱罩控制视线，学习仪表飞行技术。在仪表飞行中，驾驶员不能直观地感觉飞行状态的变化，只能依靠机上各种仪表的指示来飞行。地平仪能直接指示飞机的俯仰和左

右倾斜状态，是判断飞行状态和操纵飞机的主要依据，驾驶员的注意力分配应以地平仪为主，同时兼顾其他飞行仪表，才能正确判断飞行状态和操纵飞机。对飞行中出现的误差要及时修正，动作柔和准确。暗舱仪表飞行是昼间复杂气象、夜间飞行和海上飞行的技术基础。当然，昼间复杂气象飞行、夜间飞行和海上飞行等，实质上都是仪表飞行，操纵要领与暗舱仪表飞行是一样的。利用地面飞行模拟器是训练仪表飞行驾驶技术的重要途径，既经济又安全，效果也很好。

（撰写：李玉璞　审订：李志强）

yibiao feixing guize

仪表飞行规则　instrument flight rules (IFR)　仪表飞行条件下实施飞行管理程序的一系列规则，它是飞行计划中选定的飞行类别。仪表飞行是完全或部分按照驾驶和航行仪表的指示去判明航空器自身空中姿态和飞行状态、以及相对于地面的位置而进行驾驶并航行。仪表飞行依靠的主要仪表有陀螺地平仪、空速表、高度表、罗盘以及导航或定位系统。其次有升降速度表、转弯侧滑仪或综合性飞行仪表系统以及进近（进场）着陆引导系统等。采用了平视显示器（HUD）、视景增强系统（EVS）或综合视景系统等新技术以后，由于仪表显示叠置于外景上，仍然属于仪表飞行。实施仪表飞行规则的进近（进场）着陆称为仪表进近（进场）着陆，仪表进近（进场）着陆分非精密进近（进场）和精密进近（进场）着陆，非精密进近（进场）可以利用一般导航系统作方位引导，精密进近（进场）着陆必须有方位和下滑引导的仪表着陆系统或等效的引导系统。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

yibiao gaodu

仪表高度　indicated altitude　又称指示高度。飞行中航空器高度表所指示的高度数值。航空器上的高度指示有气压高度表和无线电高度表。气压高度表是通过测量大气压力后间接测量的高度。无线电高度表主要测量航空器的相对高度，可用于起飞着陆以及从事战术地形侦察或低空轰炸。

（撰写：邵箭　修订：李志强　审订：赵杰）

yibiao sudu

仪表速度　indicated airspeed（美），airspeed indicated reading（英）　简称表速。航空器空速表宽指针直接指示的读数（速度值）。它是空速表通过测量气流总压和静压之差而间接测出的航空器相对于未扰动的大气流动的飞行速度。空速表的刻度是在标准大气状态下设计的，没有考虑大气密度随高度的变化，故仪表速度只是对气流动压的度量。表速主要供驾驶员使用。

（撰写：邵箭　修订：李志强　审订：赵杰）

yibiao xianshi geshi

仪表显示格式　instrument display format　仪表显示被测参数性质、状态和量值的格式。包括：(1) 定性、定量显示。数字和刻度都是定量（表示准确值）显示。用形象的符号和表示参数变化趋势的，是定性显示。现代电子显示仪中不少仪表采用定性与定量显示相结合的方式。(2) 偏差显示。在显示器上加上规定（给定、额定）值符号（如规定的飞行速度、高度和航向等），只需显示偏差值，飞行驾驶员只要力图保持偏差为零即可。(3) 状态性质显示。在显示器刻度旁边有一条色带。指针在绿色区表示正常运行，黄色区表示有问题需注意，红色区表示运行告警、有故障，深红色区表示严重故障必需立即处理。(4) 图形化显示。用图形描述测量结果，如飞机在导航地图上的位置表示导航系统的计算结果，并注明有地标、导航台、机场、预定的航线和实际的航线与航向等，非常切合领航员的需要。(5) 指引显示。仪表显示的符号表示驾驶员应如何操纵飞机才能达到飞行要求。例如空战要求驾驶员操纵飞机时，力图将敌机套进平视仪中央的圆圈内，便可射击。(6) 综合显示。将多个相关仪表显示有机地综合在一起，便于观察和相互参照，使仪表显示和操纵飞机的动作易于协调一致，如由T形布局仪表板发展成为主飞行显示仪。(7) 图像和仪表显示叠加。气象雷达的图像叠加在导航显示仪中，既节省了气象雷达图像显示屏，又丰富了显示内容。同理，红外和电视的图像也可叠加在仪表显示器内。(8) 虚拟显示。将仪表要显示的信息送到头盔显示器的目镜内，驾驶员便可看见大屏幕的虚拟仪表。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

yibiao zhaoming

仪表照明　instrument lighting　保证驾驶员能正确判读仪表、地图、手册、开关和按钮名称、标牌等光照的照明装置。基本要求是亮度要均匀和不影响驾驶员的暗适应。现代飞机仪表板上方（装在前上方控制板上）左右各装有一个远距照明亮度传感器，自动调节照明亮度。手动亮度调节钮作为备份用，应装在驾驶员很方便操作处。有的仪表自身带有照明装置，例如彩色液晶显示屏便是这种仪表。有的仪表刻度采用发光器件（如电致发光器件等）做成。有的仪表内装有小灯泡和导光板（使小灯泡光能均匀地照亮仪表刻度）。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

yibiao zhuolu xitong

仪表着陆系统　instrument landing system (ILS)　一种借助于地面设备发射定向波束，对进近（进场）着陆飞机提供方向引导和下滑引导的系统。地面设备由航向台和下滑台及其天线组成。航向台引导天线装在跑道着陆末端以外，沿跑道中心线发射被低频调制的波束，形成着陆方向的引导波束。下滑引导天线装在跑道侧的飞机接地点附近，面向飞机进近路线按规定下滑角发射被低频调制的定向波束，形成下滑路线的引导波束。飞机上装有仪表着陆系统的航向/下滑天线及接收机，接收机将收到的信号处理后形成着陆方向偏离和下滑偏离信号送给航向/下滑偏离指示器和飞行自动控制系统提供自动进近着陆的制导。（撰写：周其焕　审订：薛文安）

yibu diandongji

异步电动机　asynchronous motor　见交流电动机。

yidao

翼刀　wing fence　在机翼上表面顺气流方向设置的具有一定高度的垂直薄片。它主要装在后掠翼飞机上，可以阻止机翼上表面低能量气流（边界层）向翼梢聚集，同时改变机翼展向升力分布，从而可防止飞机在大迎角飞行时机翼先从翼梢区开始失速。后掠机翼的翼梢部分在飞机重心之后、展向距重心也较远。大迎角时翼梢先失速不仅会引起飞机滚转，而且引起飞机抬头，使飞机进一步增大迎角而失去控制，所以必须尽力避免。翼刀的高度、长度和数量，以及沿展向和弦向的位置，需要通过实验来确定。

（撰写：卫本琦　审订：赵秀丽）

yijian

翼尖 wing tip 机翼梢部构件。严格地说，机翼外部端板、翼梢小翼都是翼尖的一种设计形式。翼尖的形状主要对机翼的诱导阻力有影响。由于形状复杂和翼尖部分易损坏，通常做成可拆卸的。（撰写：冯元生 审订：赵秀丽）

yijianwo

翼尖涡 wing-tip vortex 又称翼梢涡。空气绕有限翼展机翼流动时，在升力为正的情况下，机翼上表面压力低，下表面压力高，下表面的空气绕经翼梢流向上表面，此时在翼梢附近形成旋涡从翼梢伸向下游，称为翼尖涡(参见*尾涡*)。（撰写：航 科 审订：张仲寅）

yijian wolun

翼尖涡轮 winglet turbine 装在机翼翼尖部位的涡轮。它与翼梢端板、翼梢小翼、翼梢帆片、翼梢喷气等装置所起的作用类似，也是为了减少翼尖涡流对飞机的不利影响而设计的，能起到减少飞机翼尖涡强度降低翼尖诱导阻力，改善全机升阻特性度作用，以免影响后随的飞机。翼尖涡轮是一种结构比较简单的机械装置，主要由装在翼尖处的涡轮叶片、转轴和轴承等组成。叶片固定在转轴上，转轴则通过轴承与机翼相连。其工作原理是利用翼尖涡推动装在翼尖处的叶轮旋转，消耗翼尖涡的能量，减少翼尖涡强度。涡轮在翼尖的安装方式很灵活，可以装在翼尖两侧，也可以装在翼尖内。涡轮叶片的数量和叶片的形状也可随机种的不同而改变。翼尖涡轮在转动的过程中，还能带动发电机、冷气泵、液压泵等装置，为飞机提供额外的能源。

（撰写：傅前哨 修订：赵秀丽 审订：顾诵芬）

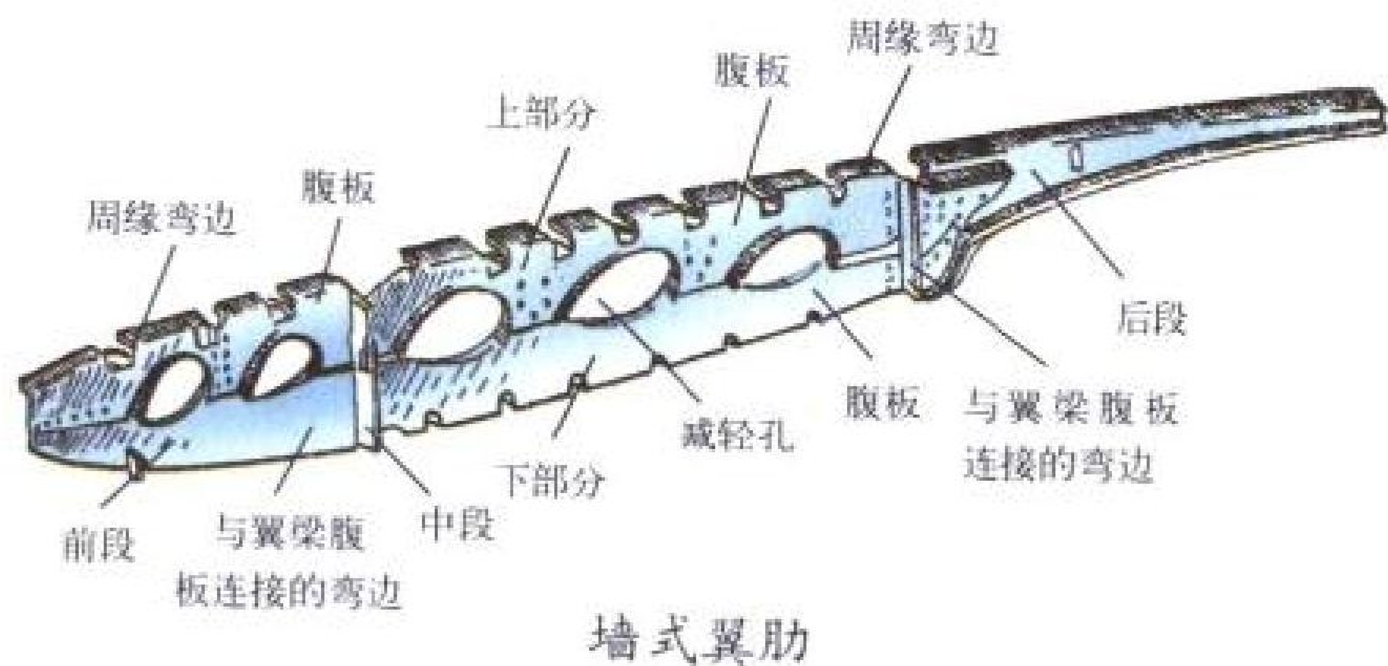
yijian xuangua

翼尖悬挂 wingtip carriage 外挂物安装在翼尖的一种悬挂方式。根据飞机气动布局和结构可能，某些飞机的翼尖被设计成外挂物的固定点。这种安装使武器远离机体，减少对升力面干扰，可以省去一对悬挂梁，地勤维护也较方便。

现代歼击机翼尖单薄，机动飞行时变形和振动较大，致使外挂物轴线相对飞机轴线产生一定的偏差，不利于定轴瞄准发射。翼尖外挂物也影响机翼的结构振形，布置合适可以提高机翼的颤振临界速度。（撰写：高振声 审订：王祖典）

yilei

翼肋 wing rib 机翼内部骨架结构中，保持翼面外形、传递局部气动载荷的弦向承力构件。翼肋有普通翼肋和加强翼肋之分。普通翼肋的作用是维持机翼剖面形状，将蒙皮传来

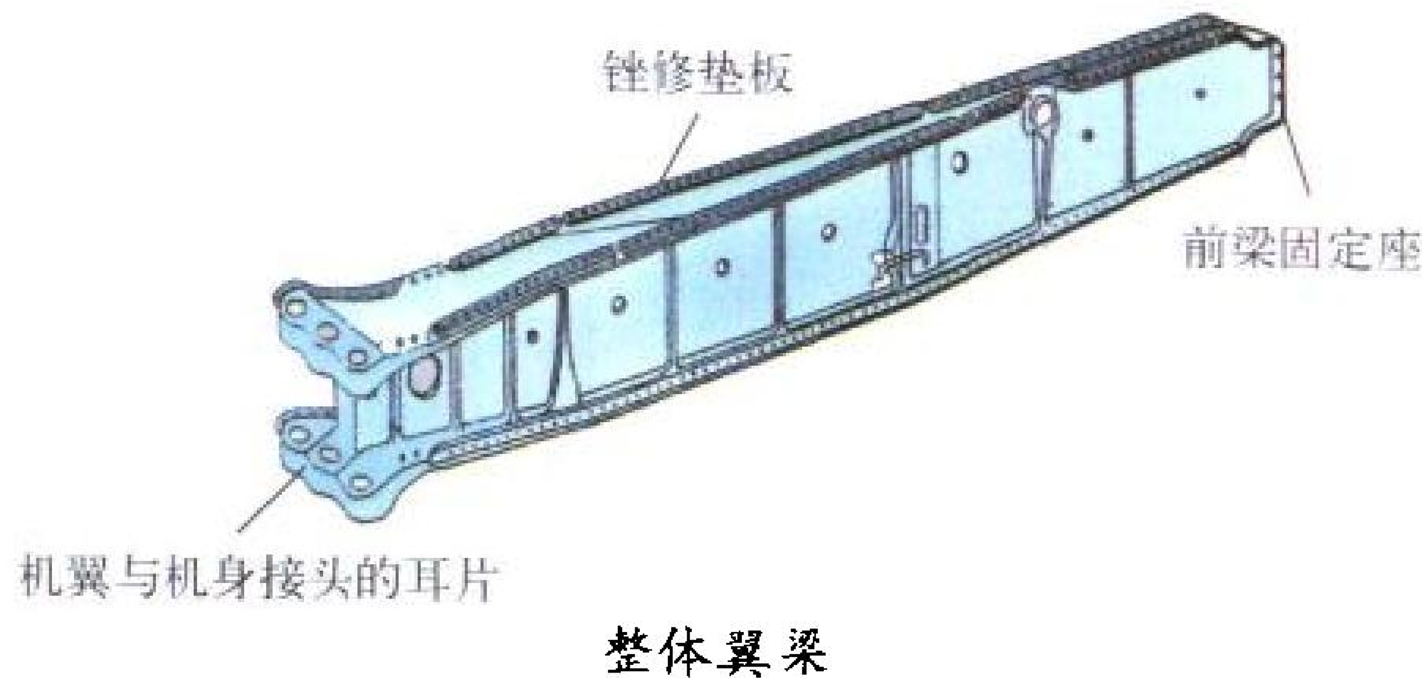


墙式翼肋

的气动载荷以剪流的形式传给腹板。加强肋的作用则是将副翼、襟翼、起落架接头传来的集中力分散传递给翼梁、纵墙和蒙皮等构件。（撰写：赵秀丽 审订：任源博）

yiliang

翼梁 wing spar 机翼内部骨架结构中承受大部分或全部弯矩载荷和剪力的截面积较大的主要展向受力构件。它由上、下缘条和缘条之间所夹的腹板或由支柱和斜支柱构成的桁架组成，并由此可分为腹板梁和桁架梁。其上、下缘条以受拉、受压的方式承受弯矩载荷；腹板则以受剪的方式传递剪切力载荷。翼梁的选型和在机翼中的数量与机翼的结构形式

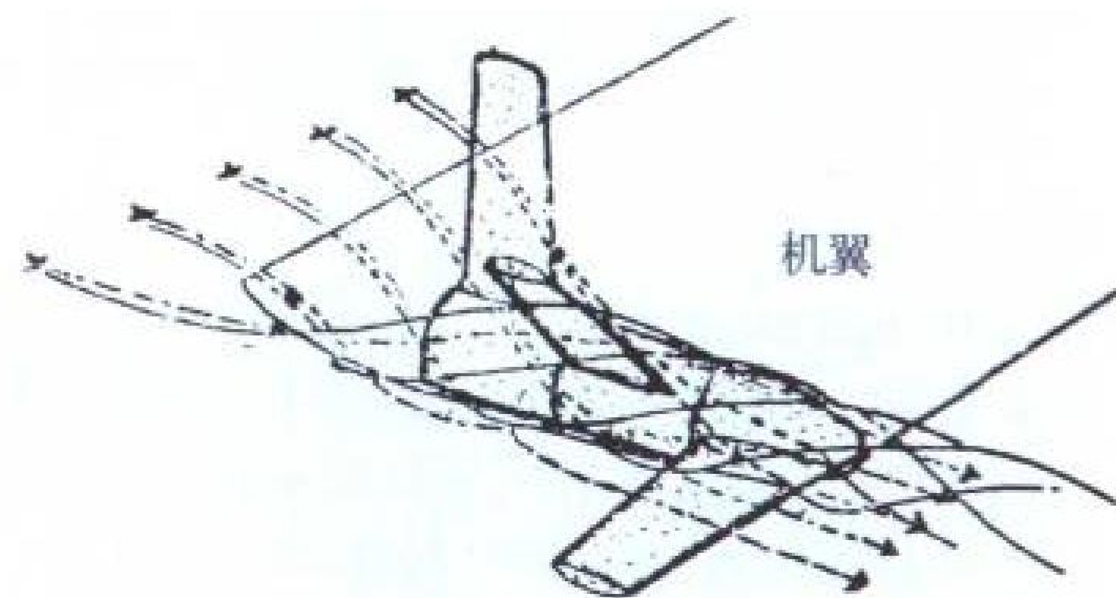


整体翼梁

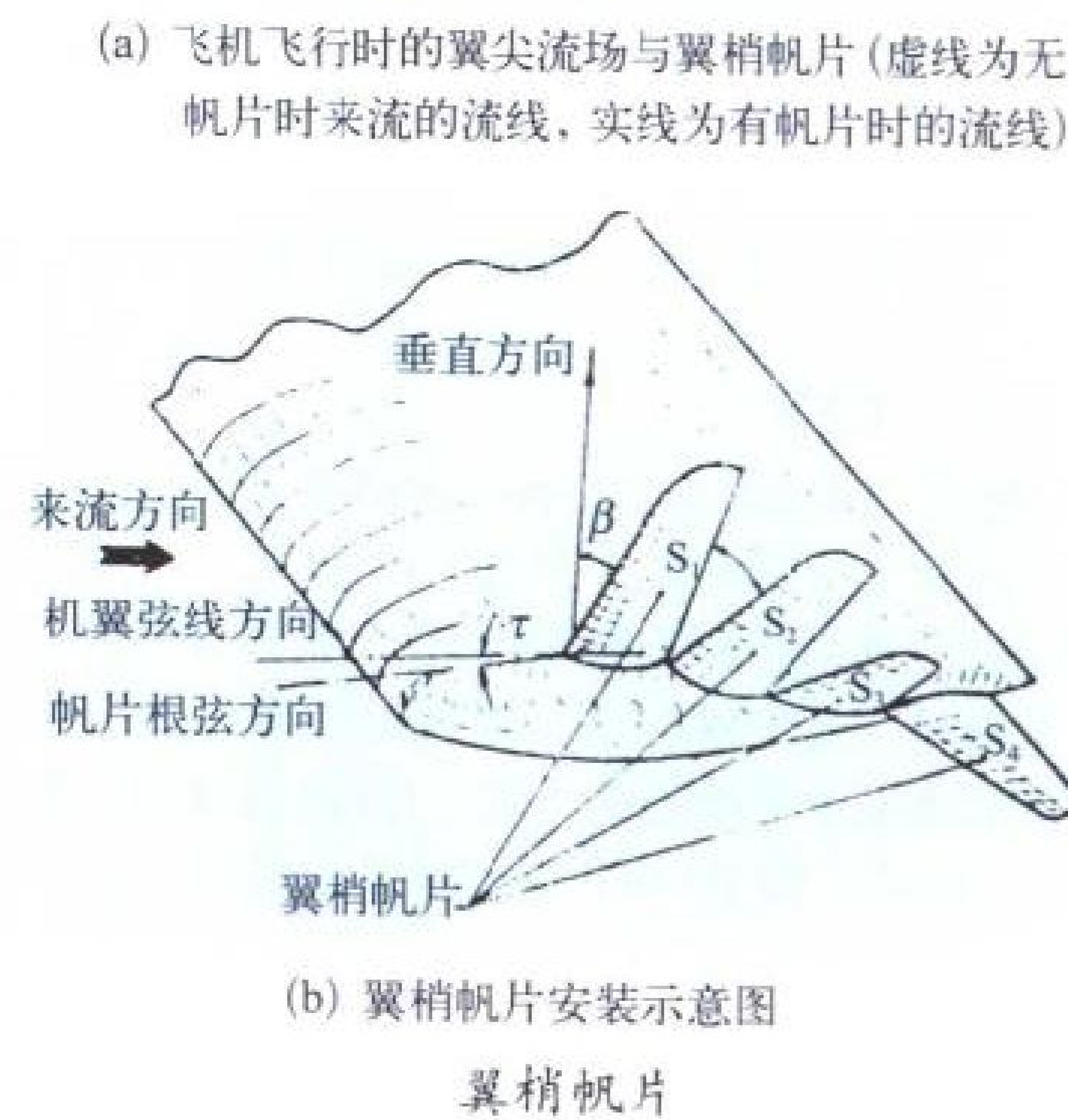
和承力的要求密切相关。在以蒙布作蒙皮的机翼上，翼梁是承受弯矩的惟一构件；在梁式机翼结构中，翼梁承受大部或全部弯矩载荷，因此缘条也较粗大，一般会选用高强度合金材料；在单块式机翼上，前后梁之间的中央部分与受力的上下壁板形成一个盒形承力梁，通常称之为盒形梁；在超声速战斗机常用的小展弦比薄机翼或三角翼上，常需要用厚蒙皮将上下桁条连成一体，构成多梁或多腹板结构机翼。另外，某些高速飞机的翼梁是由高强度合金整体锻造而成的，被称为整体式翼梁。（撰写：赵秀丽 审订：任源博）

yishao fanpian

翼梢帆片 winglet sails 装在机翼翼梢处的一组具有不同安装角及位置的小翼片，也可以看成是装在翼梢处的一组翼梢小翼。它的气动原理及作用与翼梢小翼类似，但减阻效率更高，主要起抑制翼尖形成的螺旋气流向上翼面流动、降低翼尖涡强度的作用，并因而达到减少诱导阻力的目的。由于



(a) 飞机飞行时的翼尖流场与翼梢帆片(虚线为无帆片时来流的流线，实线为有帆片时的流线)



(b) 翼梢帆片安装示意图

翼梢帆片

Y

翼尖处流场方向的多变性，设计人员应根据翼梢局部气流的变化，将翼梢帆片以不同的撇角、倾角、扭角和位置设置在翼梢处，使它们形成一组相互交错，成螺旋线形分布的“翼梢小翼”，从而使之达到最佳的减阻、增升效果。从理论上讲，帆片的片数越多，减阻效果越显著，但由于帆片本身不仅产生部分升力，同时也产生一定的阻力，而且片数越多，重量增加也越多。相对翼梢小翼，翼梢帆片用得较少。

（撰写：赵秀丽 审订：任源博）

yishao xiaoyi

翼梢小翼 winglet 装在飞机机翼梢部用以减小机翼诱导阻力的一组直立的小翼面。有单上小翼、上下小翼等多种形式翼梢小翼。其中单上小翼由于结构简单而使用较广泛。在翼梢简单地加装垂直端板也能减少诱导阻力，但效果不理想。翼梢小翼概念是20世纪70年代中后期美国R. T. 惠科



美国费尔柴尔德公司的公务机装有翼梢小翼

特姆最先提出的，经过一系列的试验，已经证实了它具有良好的减阻效果。作为翼梢端板它能起到增加机翼有效展弦比的作用，此外，由于它利用了机翼翼梢气流的偏斜而产生的“拉力效应”，还能减小飞机的诱导阻力。风洞实验和飞行试验结果都表明，翼梢小翼能提高升阻比，从而使之成为一种能起到降低燃油消耗率和提高飞行经济性的先进气动设计措施。目前翼梢小翼已经在一些运输机上得到了应用。

（撰写：曾长庚 修订：赵秀丽 审订：任源博）

yi shen ronghe buju

翼身融合布局 blended wing-body configuration 机翼机身一体化气动设计的一种布局形式。通常，机翼和机身按照各自的设计要求分别设计，然后连接构成翼身组合体，一般在连接部位都有整流片，使两个部件能光滑过渡，并减小翼身之间的不利气动干扰。这种气动设计方法可称为离散的部件设计。20世纪50年代，美国人Whitcomb提出了跨声速面积律，它揭示出，要减小翼身组合体跨声速零升波阻力，必须同时考虑机翼和机身横截面积沿飞机纵轴的分布规律，这是一种翼身组合体一体化气动设计方案。60年代，针对超声速或高超声速飞行情况提出了翼身融合体的设计概念；翼身组合体的外形按照统一的设计要求，根据统一的机翼机身流场计算来确定，这也是一种翼身组合体一体化气动设计方案。形象地讲，“整流片”做得很大，使翼身外形在“连接”部位融合在一起，已难以区分。其优点是高速飞行时零升阻力小，升阻比大，结构重量轻，内部容积大；但因外形复杂，给制造加工增加了困难。典型翼身融合体布局飞机有美国的F-16及俄罗斯的苏-27等。

（撰写：朱一锟 审订：陈晏清）

yixian

翼弦 wing chord 又称弦线。连接翼型前缘和后缘的一条直线。弦线的长度称为弦长。弦线和弦长是描述翼型几何特性时，首先需要给定的一条基准线和基准长度。关于翼型前缘和后缘的准确定义，参见翼型中弧线。

（撰写：朱一锟 审订：陈晏清）

yixing

翼型 airfoil, wing section 又称翼剖面或叶剖面。飞机机翼和其他翼面、导弹翼面、直升机旋翼桨叶以及螺旋桨、涡轮发动机等的叶片，平行于飞行器对称面，或垂直于翼前缘（或1/4弦长点连线，或叶片主轴）的剖面形状。翼型的发展经历了漫长的时间。

从20世纪30年代末到整个40年代，为了提高飞行速度，减小飞机最小阻力系数成为主要矛盾。于是开始了低阻、高临界马赫数翼型的研究工作。典型代表是NACA层流翼型系列，其中比较成功的是NACA6系列层流翼型。

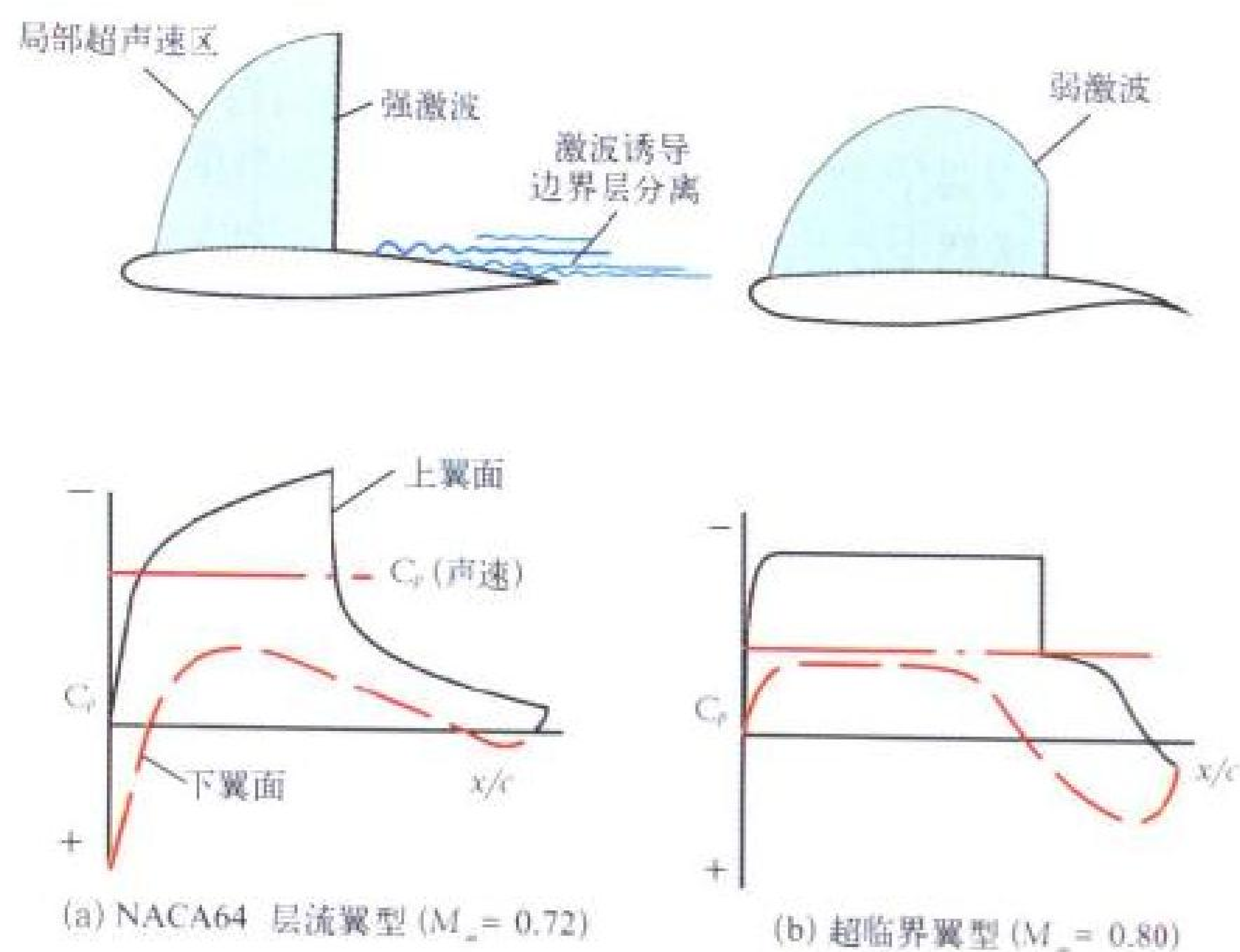


图1 翼型的跨声速流动比较

从20世纪50年代到60年代中期，超声速飞机的出现，并没有在翼型上带来多大的变革，大多仍采用相对厚度较小的NACA 6系列层流翼型等。在以超声速飞行为主的一些导弹翼上应用双弧形翼型、菱形翼型等。

20世纪60年代初，为了提高喷气民航客机的经济性，要求提高巡航速度，但仍不导致机翼阻力增加过多而使飞机升阻比下降。为此英国Pearcy提出了尖峰新翼型；特别是美国Witcomb发展的“超临界”翼型（见图1）推动了现代翼型研究工作的开展。新的超临界翼型，现代低速翼型，旋翼用新翼型等是当前研究发展的重点。图2列出了Whitcomb领导发展的现代低速翼型NASA LS (1) - 0417及其增升效果。

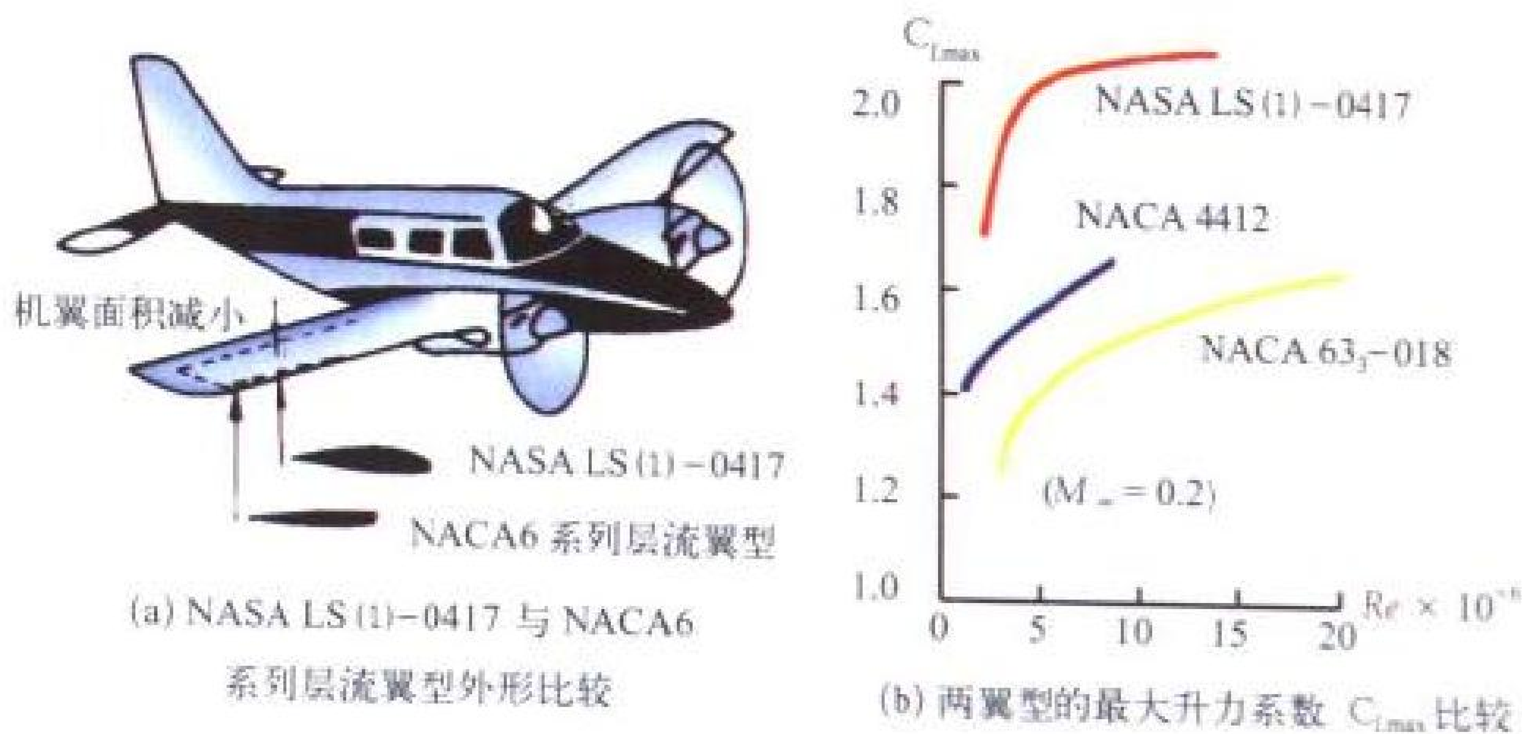
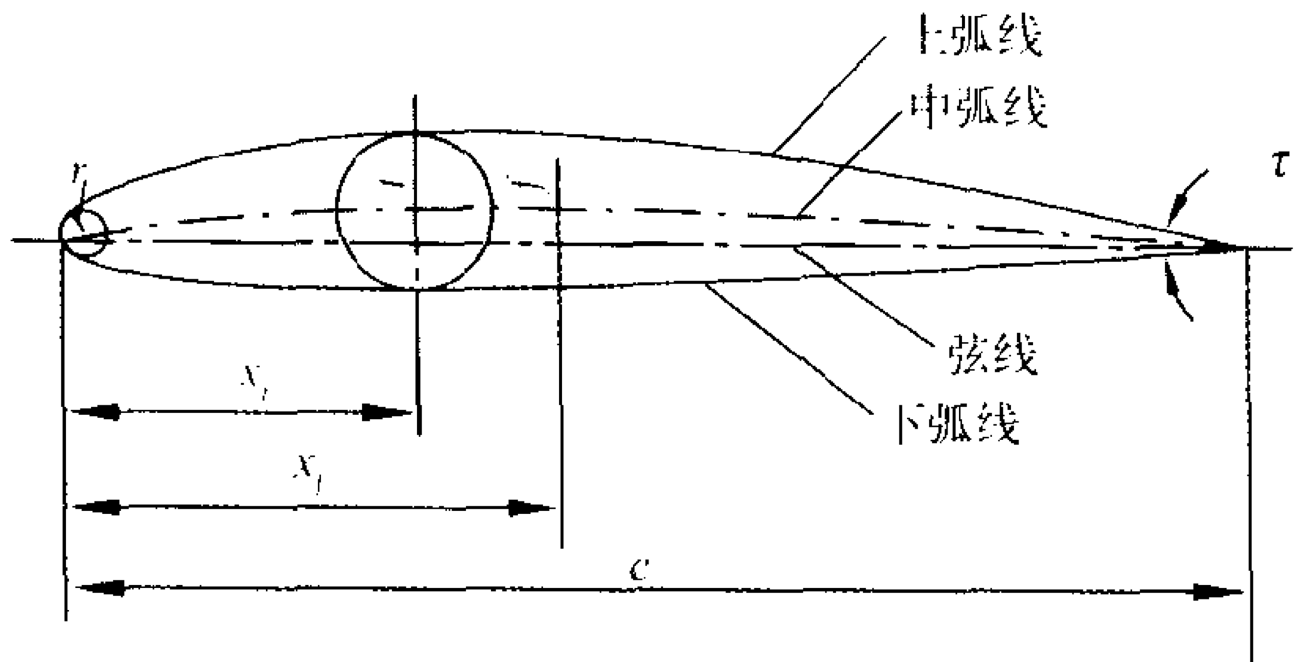


图2 美国现代低速翼型

（撰写：朱一锟 审订：陈晏清）

yixing houdu

翼型厚度 airfoil thickness 翼型上下翼面垂直于中弧线方向的距离。通常用 t 表示翼型的厚度(见图)。厚度与弦长 c



翼型几何特性

之比称为相对厚度。通常讲翼型的厚度，一般指最大相对厚度，用 $\bar{t}$ 表示。它对应的弦向位置称为最大厚度位置，用 $\bar{x}_t$ 表示。$\bar{t}$，$\bar{x}_t$ 这两个量是表示厚度分布几何特征的重要参数。翼型的厚度对翼型的空气动力特性有重要影响。低速时，增大厚度，零升阻力系数将增大，但最大升力系数也将增大(当 $\bar{t} < 12\%$ 时)；而厚度位置以 $\bar{x}_t = 0.3$ 最为有利。高亚声速时，减小厚度，增大厚度位置可以提高翼型的临界马赫数，推迟在翼型上产生激波阻力。超声速时，波阻力系数与厚度的平方成正比，因此减小厚度有利，其中 $\bar{x}_t = 0.5$ 为最有利位置。目前，低速飞机机翼的翼型，$\bar{t} = 12\% \sim 18\%$；亚声速飞机的 $\bar{t} = 10\% \sim 15\%$；超声速飞机的 $\bar{t} \approx 5\%$。

(撰写：朱一锟 审订：陈晏清)

yixing qianyuan banjing

翼型前缘半径 leading-edge radius of airfoil 翼型在前缘处的曲率半径(见*翼型厚度*附图)。前缘半径与弦长之比 r/c 称为相对前缘半径；通常说前缘半径，均指相对前缘半径。给定弦长，前缘半径仅取决于翼型的厚度分布，故它也是描述翼型厚度分布特征，特别是前缘附近头部形状的一个重要参数，可用作表示前缘钝度的一个度量。

低速飞行时，增加前缘半径，有利于降低前缘附近的负压峰值，降低逆压梯度，可避免或推迟前缘分离的发生，减小压差阻力系数，提高最大升力系数等。超声速飞行时，钝前缘前将产生脱体激波，波阻力很大，因而宜采用前缘半径几乎为零的尖前缘。目前，前缘半径的使用变化范围一般在 0~0.02 之间。 (撰写：朱一锟 审订：陈晏清)

yixing zhong huxian

翼型中弧线 airfoil mean camber line 连接前缘、后缘和至翼型上下翼面有相等距离的各个中点的一条光滑曲线。该距离沿曲线上各点的法线方向度量。中弧线的起始点和终止点定义为翼型的前缘和后缘点。中弧线又简称中线或“骨架线”。描述中弧线常用前缘为原点，x 轴和弦线重合，向后为正；z 轴垂直于弦线，向上为正。x 轴方向称为弦向，z 轴方向称为法向。中弧线的形状一般可分为 3 种情况(见图 1)。中弧线与弦线重合为一直线，具有这种中线的翼型称为对称

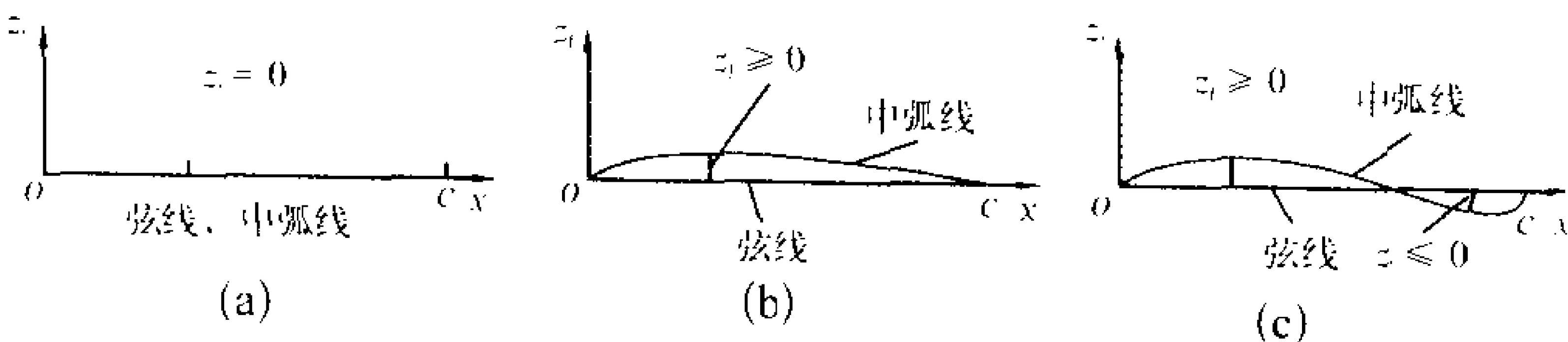


图 1 翼型中弧线的形状

翼型；中弧线为一条向上凸起的光滑曲线($z_f \geq 0$)；中弧线为一条 S 形的光滑曲线，其前段的 $z_f > 0$ (或 $z_f < 0$)，而后段的 $z_f < 0$ (或 $z_f > 0$)。具有后两种中线的翼型统称为有弯度的翼型。

翼型中弧线的其他确定方法还有：在已知翼型上下翼面的坐标或外形，但不知道该翼型的种类与编号时，可以利用几何作图法，作该翼型的一系列内切圆，以前、后缘为端点，光滑连接各内切圆圆心，即得翼型的中弧线；或者沿弦线作一系列垂线，取截于上下翼面之间各线段的中点，以前、后缘为端点，光滑连这些中点，可得翼型的近似中弧线(见图 2)。

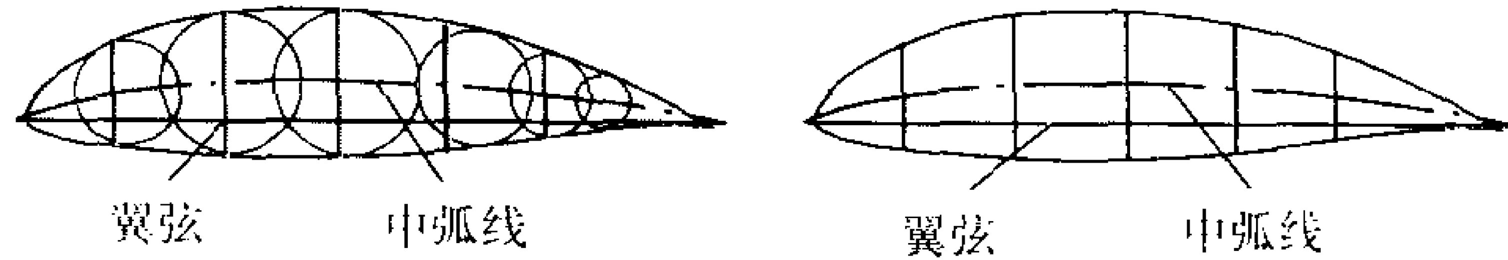


图 2 几何作图法确定翼型几何特性

翼型中弧线对翼型的空气动力特性有很重要的影响，如翼型的设计升力系数、零升迎角、零升力矩系数、最大升力系数以及沿弦向的气动载荷分布等。这也是为什么称它为“骨架线”的一个原因，意味着它是构造翼型外形的基础。

(撰写：朱一锟 审订：陈晏清)

yizaihe

翼载荷 wing loading 飞机重量与机翼面积之比。通常所说的翼载荷指起飞翼载荷，即飞机起飞重量与机翼面积之比。翼载荷是飞机设计的重要参数之一，关系着飞机的起降性能、爬升性能、机动性能、最大航程和升限等。通常，要求机动性好、起飞着陆速度小的飞机，采用小翼载荷；而追求速度高的飞机，多采用大翼载荷。

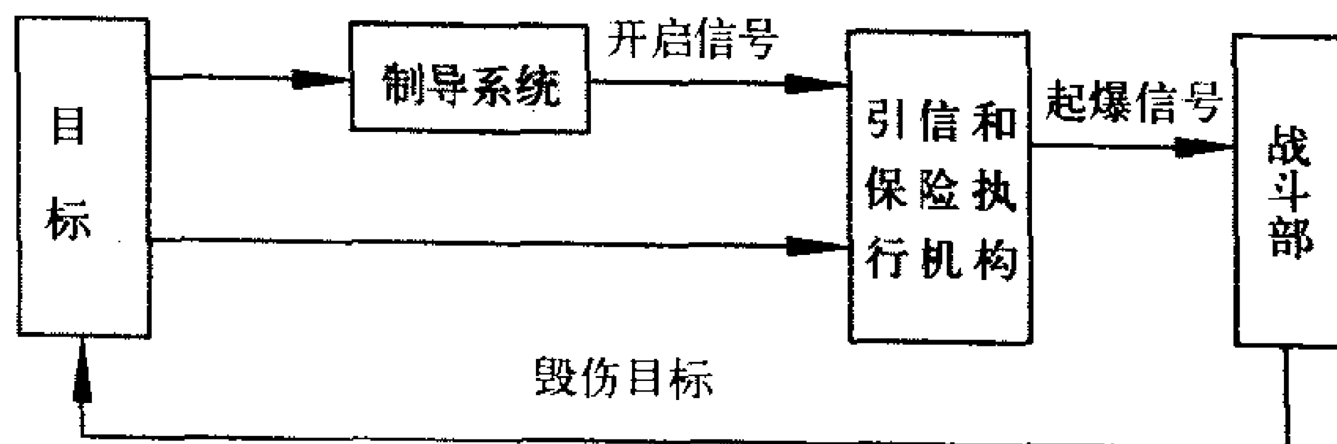
(撰写：任源博 审订：顾诵芬)

yizhan

翼展 wing span 机翼展长的简称。在机翼之外刚好与机翼轮廓线接触，且平行于飞机对称面的两个平面之间的距离。 (撰写：任源博 审订：赵秀丽)

yinbao xitong

引爆系统 fuzing system 由引信、战斗部和保险执行机构等组成的子系统，是炮弹、炸弹、火箭弹、导弹等武器的重要组成部分。武器被投射到目标或其附近区域时，引爆系统的敏感装置感受目标或其周围环境的信息，经变换传送给信号处理装置，用以识别目标并控制其在最有利的时机或位置



导弹引爆控制系统反应顺序

引爆战斗部，从而对目标产生最大的毁伤效果。引爆还应保证武器在贮存、运输及勤务处理期间的安全并使其在投射后可靠毁伤目标；同时还可能具有自炸功能、选择炸点位置功能以及识别目标和选择起爆方向或易损部位等功能。

对于导弹引爆系统，除了引信与战斗部是其核心组成部

分外，有的还直接或间接与制导系统有关系，如制导系统除把导弹引导到目标或其附近区域外，还将“引信开启”的指令或弹与目标交会时的有关参数传给引信，其相互作用关系如图所示。（撰写：徐永朋　审订：王祖典）

yindao

引导　guidance　又称指挥引导。利用有关设备，指引我机完成截击敌空中目标，突击地面、水上目标的一种活动。引导是军队指挥系统经常采用的重要方法，是航空兵战斗指挥的组成部分。引导一般在指挥所实施，它的主要任务是：掌握有关资料，进行引导计算，向指挥员提供下决心所需的引导资料和建议；引导我机在规定的截击地段有效地截击空中目标；引导我机按规定时间、地点有效地实施轰炸、强击、航空侦察、空中掩护和空降空投；引导我机实施兵力机动，保证我机顺利地实施集中、分散和转移；掌握我机飞行动态，引导和协助空中我机妥善处置各种特殊情况，保证飞行安全。

引导的方式有集中引导和分散引导。集中引导是由某一级指挥所对所指挥的全部或大部分兵力集中控制，实施直接引导。分散引导是由某一级指挥所将出动的兵力，分别交给下属指挥引导机构，按照统一意图实施引导。

引导按所使用的设备又分为标图桌引导，显示器引导，自动化、半自动化引导以及目视引导等。

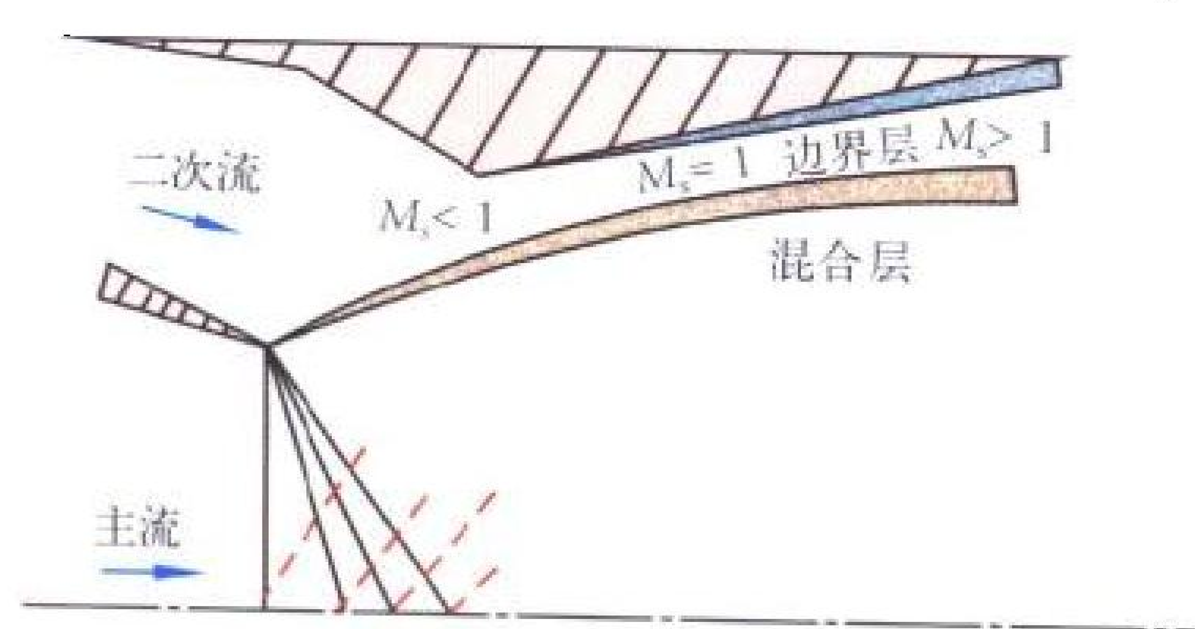
（撰写：朱国新　修订：段国林　审订：周双全）

yindaosan

引导伞　pilot parachute　将主降落伞从伞包或伞箱中拉出、拉直，使其处于良好充气状态的小型伞。用于非强制拉直升伞程序。分为有弹簧骨架和无弹簧骨架两类。弹簧骨架使引导伞伞衣强制展开。无弹簧骨架的引导伞称全柔性引导伞，采用中心绳、底边装鼓风袋等方法加快引导伞开伞。伞衣呈多角形（如方形、八角形）。弹簧骨架有十字形、锥形和球形。一般来说，引导伞与主伞面积比值在表速在 370 km/h 以下时为 3%，370～550 km/h 时为 2%，550 km/h 以上时为 1%。为简化结构，也常采用稳定减速伞或牵引伞兼作引导伞。（撰写：吴汝章　审订：袁修干）

yinshe penguan

引射喷管　ejector nozzle　在发动机主喷管外加一个引射套管而组成的喷管。引射喷管中高能主喷流利用粘性混合作用引射抽吸二次流，二次流在主气流与引射套管之间流过，二次流对主流的膨胀过程起约束作用，通过控制二次流的流量可以使主流达到或接近完全膨胀，从而增加喷管的推力。引射喷管为超声速喷管的一种。引射喷管的主喷管一般为可调式收敛喷管。引射套管按流道型面可分为收敛形、圆柱形和收敛—扩张形；按调节方式可分为固定式和可调式。固定式引射喷管在设计状态下可具有良好的推力性能，但在非设计状态下，如设计点选在大超声速的引射管，在跨声速飞行时，主流过度膨胀导致较大的推力损失，但由于其结构简单、重量轻，为一些超声速飞机所采用。可调式引射喷管是通过改变主喷管和引射套管的几何尺寸，使其在广泛的飞行状态下均能获得较大的推力增益。可调式引射喷管一般可分为机械式、气动定位式和辅助进气门式。



引射喷管示意图

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

yinxin

引信　fuze　见兵器卷。

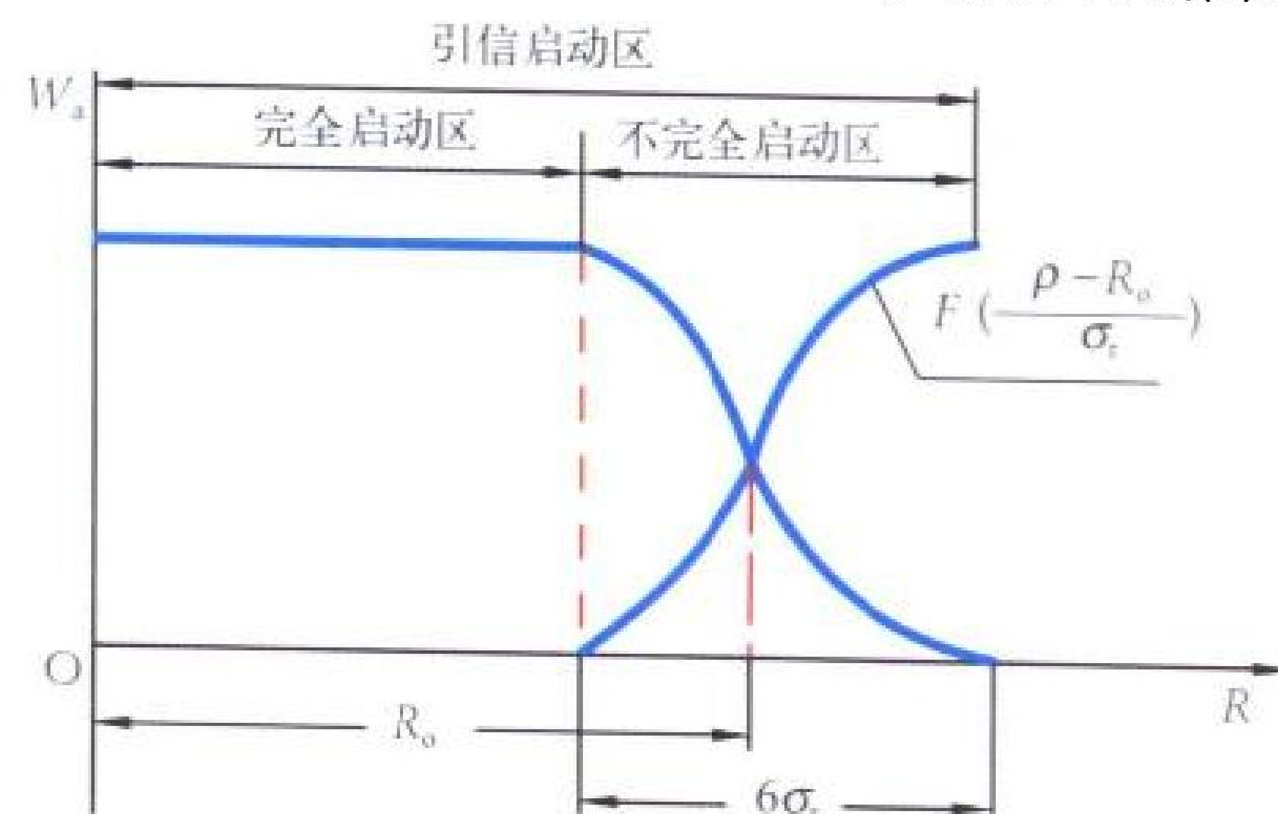
yinxin kangganraoxing

引信抗干扰性　fuze anti-jamming capability　引信在干扰环境中保持其正常工作能力的特性。通常用干扰引起其探测概率下降或虚警概率增大的程度来表示，也有用对抗干扰的功能来表示的。

引信的干扰分为内部和外部两类。内部干扰是指引信自身固有的干扰，如热噪声、机械噪声、电磁噪声、信道的交叉耦合等，常采用滤波、减震、加固、屏蔽、隔离等措施加以限制或消除。外部干扰分自然干扰和人工干扰两种。自然干扰来自引信的外部环境，如天空背景干扰、太阳干扰、地面背景干扰等。人工干扰就是人为造成的干扰，它又分为有源干扰与无源干扰两种。对付人工干扰的常见措施有：电子滤波、光谱滤波、空间滤波，压缩引信的发射和探测角，采用工作频率变换技术，选用抗干扰性能好的工作体制和信号处理技术，采用距离截止技术，采用弹道关闭技术，以及针对特种干扰的特殊抗干扰措施。（撰写：徐永朋　审订：王祖典）

yinxin qidong gailü

引信启动概率　fuze actuation probability　对给定的目标，在规定的弹—目交会条件下，引信启动事件发生的可能性。通常，用启动事件的相对频率来近似地表征引信的启动概率。交会次数越多，启动事件相对频率愈接近启动概率值。有时也用在给定条件下引信启动次数与弹—目交会次数之比来表示。引信启动概率是衡量引信质量的一个重要参数，其值在 0～1 范围内，通常大于 0.95，是大量实验数据统计的结果。



引信启动概率与脱靶量的关系

在描述引信启动概率与脱靶量的关系时，往往采用引信的平均启动半径 R_o 和启动半径的标准偏差 σ_r 之关系式表示，即

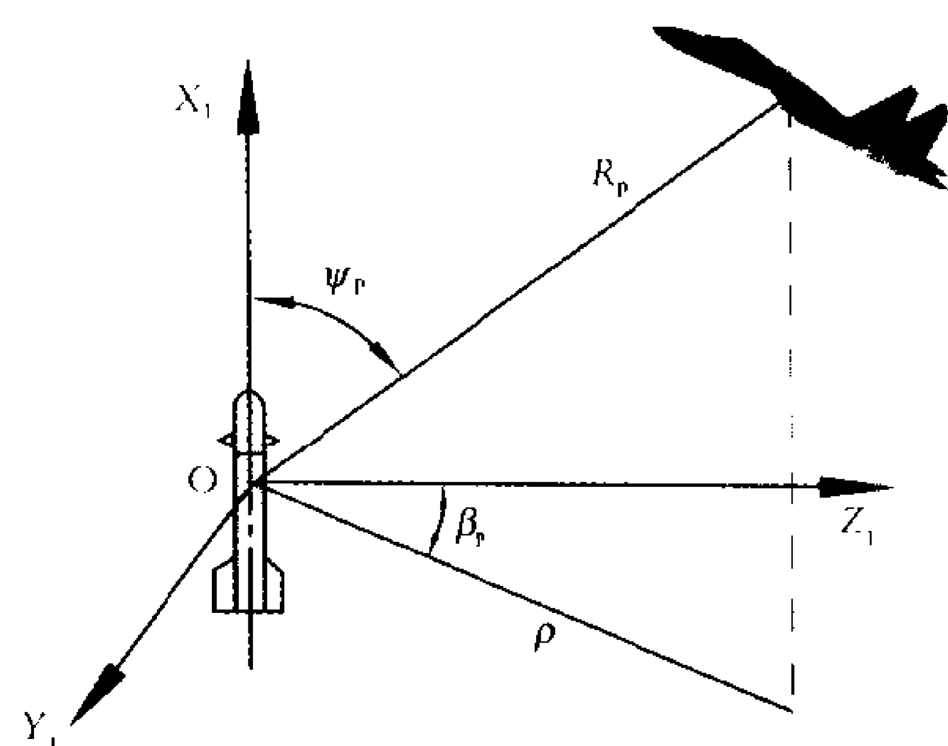
$$W_a=1-F(\frac{\rho-R_o}{\sigma_r})$$

式中 W_a 为引信启动频率，它是脱靶量 ρ 的函数，与脱靶量的关系如图所示；$F(\frac{\rho-R_0}{\sigma_r})$ 为正态分布函数。

（撰写：徐永朋　审订：王祖典）

yinxin qidongjiao

引信启动角　fuze actuation angle　弹和目标交会时，在引信正常启动瞬间，弹和目标联线与弹轴的夹角。引信启动时，目标中心相对于弹的空间位置可用弹体直角坐标 $O-X_1Y_1Z_1$ 或极坐标 $O-R_p\psi_p\beta_p$ 来表示（见图），角 ψ_p 为引信启



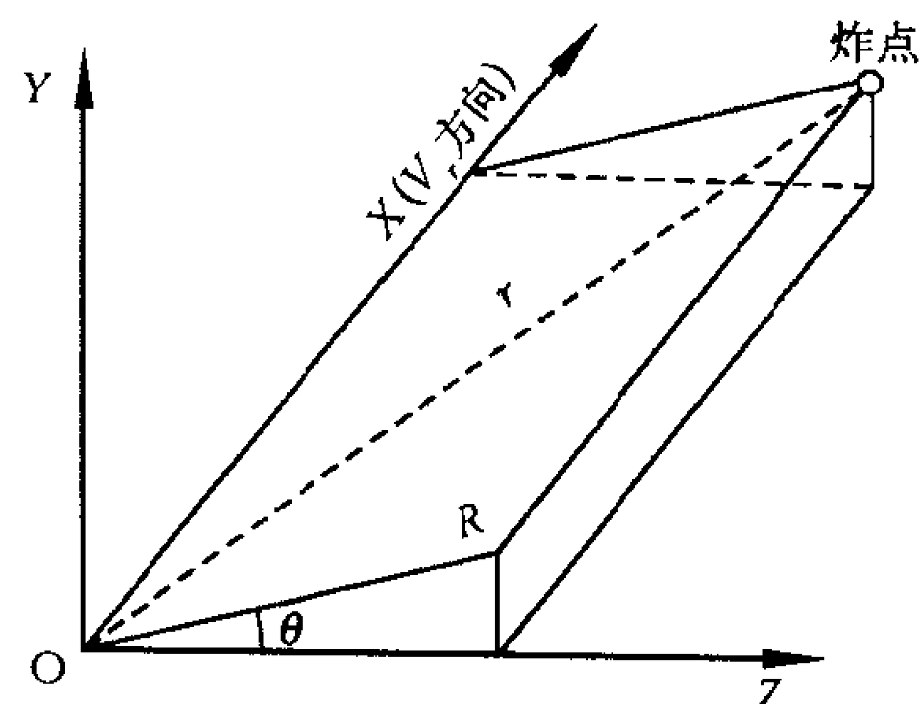
引信启动角示意图

动角，R_p 为弹的脱靶量，角 β_p 为弹道偏差方位角。引信启动角随引信参数、弹—目交会条件、目标的几何尺寸、目标反射特性、辐射特性等的变化而变化，是引信的重要参数，常用于分析引信与战斗部的配合特性。

（撰写：徐永朋　审订：王祖典）

yinxin qidong juli

引信启动距离　fuze actuation distance　又称引信作用距离。弹和目标在给定的交会条件下，引信启动瞬间，引信至目标中心的距离。引信启动距离 r 在脱靶平面 YOZ 上（又称射击散布平面）的投影（即在相对速度坐标系 YOZ 平面上的投影 R）称为引信启动半径（或称引信作用半径），见图。图中 O 为相对速度坐标系的原点(取目标中心或目标发动机尾喷口)；OX 为弹—目相对速度矢量方向；OY 为过 OX 轴的铅垂面，向上为正；OZ 与 OX、OY 轴构成右手坐标系。



目标相对速度坐标系中表征引信启动距离与启动半径间关系示意图

引信启动距离或启动半径的大小与主动雷达引信的发射机功率、接收机灵敏度、目标雷达截面积、收发天线增益或被动光学引信的光学接收器灵敏度、目标辐射强度以及弹—目交会条件等因素有关。由于交会条件和目标特性具有随机性，启动距离或启动半径是随机变量，因此，引信启动距离或启动半径通常在仿真计算的基础上用试验方法确定。

（撰写：徐永朋　审订：王祖典）

yinxin qidongqu

引信启动区　fuze actuation zone　在弹和目标交会条件下引信可靠给出引爆信号的空间范围。引信启动点的位置和启动区的大小与许多因素有关。这些因素主要是引信收发系统参数（如天线主瓣宽度、最大辐射方向倾角、旁瓣电平、引信灵敏度、延迟时间、发射和接收通道的光学角度、视场角等），弹与目标的交会参数（如弹目相对速度的大小及其与弹轴的夹角、脱靶量、脱靶方位等）以及目标特性参数（如目标的形状、尺寸、反射和辐射特性等）。因此，引信启动区难以用一个确定的数学表达式表示，通常由实验确定。

（撰写：徐永朋　审订：王祖典）

yinxin tance gailü

引信探测概率　fuze detection probability　满足规定条件的目标出现在引信启动区内引信输出相应引爆信号的概率。对只具单一幅度检测门限的引信，其探测概率可表示为

$$P_d(V_{stn}>V_t)=\int_{V_t}^{\infty}P_{an}(v)\,dv$$

式中 P_d 为引信探测概率；V_{stn} 为信号加噪声电压；V_t 为设置的门限电压；$P_{an}(v)$ 为信号加噪声的概率密度函数。探测概率取决于信噪比和对目标的检测准则。

（撰写：徐永朋　审订：王祖典）

yinxin xujing gailü

引信虚警概率　fuze false alarm probability　无目标或目标未出现在引信的启动区内，引信输出引爆信号的概率。对于采用单次幅度判别检测准则的引信，当无目标信号时，鉴别门限处各种内外干扰所形成的噪声电压超过设定门限电压时，引信误判为目标存在的概率。其数学表达式为

$$P_f(V_n>V_t)=\int_{V_t}^{\infty}P_n(v)\,dv$$

式中 P_f 为引信虚警概率；$P_n(v)$ 为噪声概率密度函数；V_n 为噪声电压；V_t 为设置的门限电压。

对于同类引信，虚警概率又可定义为：噪声包络超出门限所持续的时间与观测该噪声样本的总时间（即噪声在观测时出现的总时间）之比。如果该引信的频带宽度为 Δf，虚警概率、虚警时间的数学表达式为

$$P_f=\frac{\sum_{k=1}^{N}t_k}{\sum_{k=1}^{N}T_k}=\frac{\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}t_k}{\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}T_k}=\frac{1}{T_f'\Delta f}$$

式中 t_k 为第 k 次超过门限的噪声包络超过门限所持续的时间；T_k 为噪声第 k 次到第 $k+1$ 次超过门限所持续的时间，T_f 为虚警时间，即噪声相邻两次超出门限的平均时间。

（撰写：徐永朋　审订：王祖典）

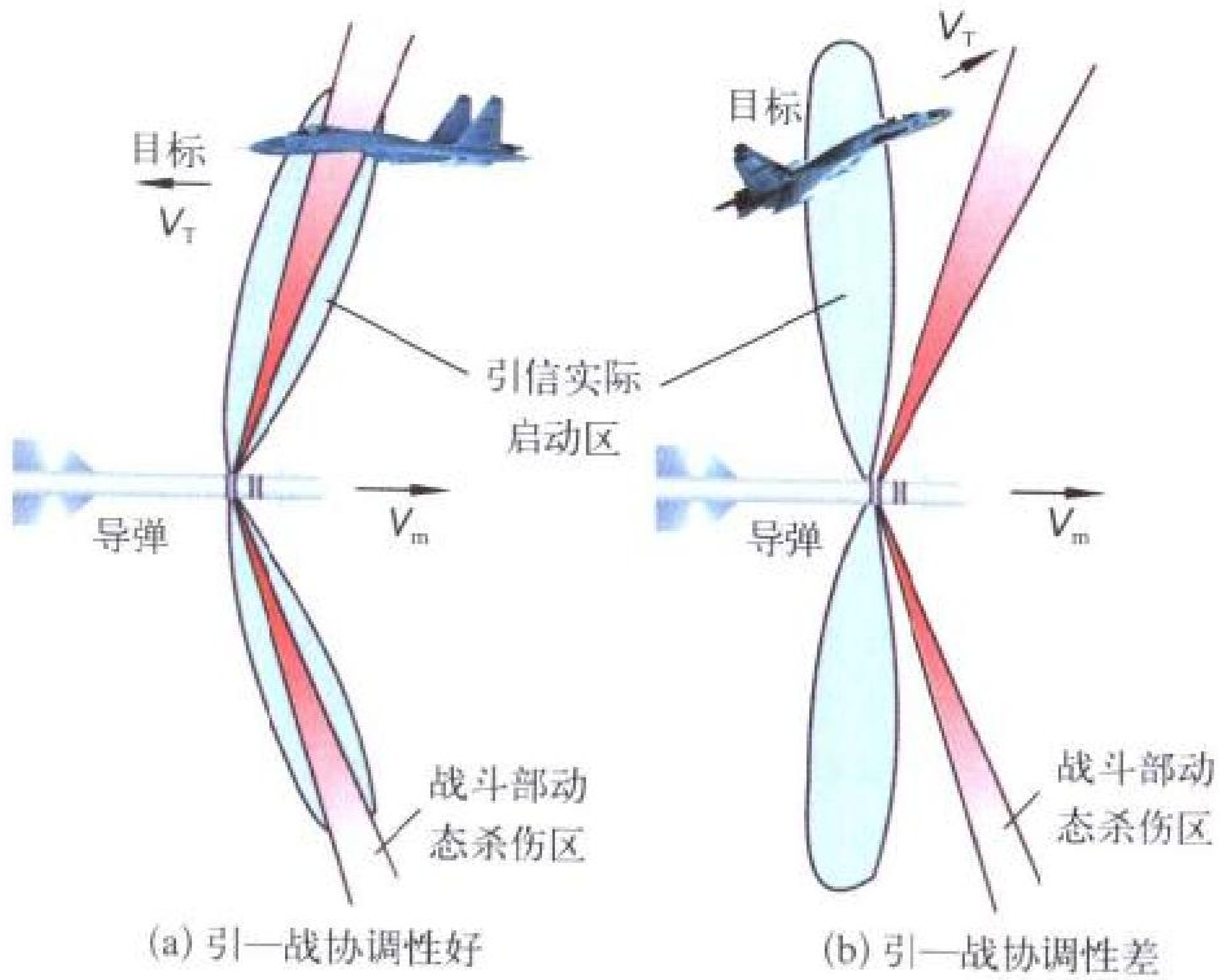
yinzhan xietiaoxing

引—战协调性　fuze-warhead matching capability　又称引信与战斗部配合特性。在给定的弹—目交会条件下，引信的“实际启动区”与战斗部的动态杀伤区协调一致的程度。引战系统的重要功能是保证引信的“实际启动区”和战斗部动态杀伤区配合一致，以使战斗部起爆时，目标要害部位恰好落入战斗部的动态杀伤区内见图(a)，从而对目标有较高的毁伤概率。

引信“实际启动区”由引信收、发系统和信号处理电路

Y

性能参数、目标特性、弹—目交会条件、脱靶参数等确定。战斗部动态杀伤区由战斗部参数（如破片静态飞散角、飞散方向角、破片形状、尺寸、重量和初速等），弹—目交会条件（导弹和目标的速度、交会角、姿态角、遭遇高度、脱靶量等）确定。



引—战协调性示意图

为使引—战协调性达到接近理想的程度，可根据弹—目交会时的相对速度，通过预先装定和遥控装定等方法，控制引信延迟时间等参数，从而调整引信启动区；也可根据弹—目交会时的相对速度，控制战斗部杀伤元素的飞散方向，或者根据引信和制导系统所获得的有关交会信息，进行优化处理，使引信的"理想启动区"最大限度地与战斗部的动态杀伤区重合，获得最好的毁伤效果。

引—战协调性可用引信与战斗部配合效率来衡量，其值为"实际引信"导弹对目标的单发毁伤概率与"理想引信"导弹对目标的单发毁伤概率之比。引信实际启动区与破片式战斗部动态杀伤区的协调性，如图所示。

（撰写：徐永朋　审订：王祖典）

yinhuan guzhang

隐患故障　hidden failure　又称隐蔽功能故障。空勤组在飞行中发现不了的故障。它需在停飞后由维修人员作检查或测试后才能发现。参见*多重故障*。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

yinshen feiji

隐身飞机　stealth aircraft　一种主要靠自身的设计使探测装置很难发现或很难瞄准的飞机。隐身飞机主要针对雷达、红外、光学、声学等四方面的探测装置采取措施。对付雷达和红外是最主要的。它获得隐身效果所采用的技术是多方面的。仅在被探测的局部方向上使用一种或两种隐身技术，使某些探测装置的发现概率或有效作用距离多少有所降低的飞机称为有隐身能力的飞机。



美国的F-117A隐身飞机

隐身飞机或有隐身能力的飞机的共同特点是以不同程度的低可探测度作为飞机的设计指标。世界上第一架体现低可探测度想法的飞机是U-2（1956年首飞），第一架按低可探测度指标设计并获得成功的飞机是SR-71（1962年首飞）。第一架成功的隐身飞机是1978年开始研制，1981年首次飞行的F-117 A（见图）。

（撰写：张 考　修订：赵群力　审订：顾诵芬）

yinshen jiegou sheji

隐身结构设计　stealth structure design　通过机体外形、结构、隐身材料的设计和运用，减少飞机的电磁、红外、可见光、声等信号特征，降低被敌方探测、跟踪、识别的能力。隐身是针对敌探测器而言，上述飞机信号特征以对雷达电磁波反射最重要，其次是红外特征。控制和减小飞机雷达反射截面积（RCS）是最主要的隐身技术，因为雷达作用距离与目标雷达截面积四次方根成比例。为减小雷达反射截面积主要采用隐身外形与结构设计及使用吸波材料。设计飞机外形，使其散射入射电磁波能量，尽可能减少回波，如翼身、座舱机身融合体，机翼与尾翼前、后缘平行，倾斜垂尾，埋藏进气道、发动机，尾喷管置于机体上部，取消一切外挂，将武器置于机体内舱等结构措施。采用吸波材料、透波和屏蔽结构材料和涂层，如大量采用复合材料并布置在合理位置有利于隐身功能。对红外特征隐身措施有选用红外特征弱的涡扇发动机，尾喷管处采用遮挡结构，将冷空气与发动机排气混合降低排气温度，采用隔热设计降低发动机附近飞机表面温度等。

（撰写：何君毅　审订：郦正能）

yinshen jinqidao

隐身进气道　stealth inlet　又称低雷达散射截面进气道。为满足飞机隐身性能要求而专门设计的具有低雷达散射特征的进气道。隐身进气道通常采用弯曲的内流路通道和涂覆吸波材料，并具有翼上或背置布局和特殊的进气唇口形状设计等特点，在有些情况下还采用半埋式方案。

（撰写：黄熙君　审订：陈大光）

yingguo minyong feiji shihang yaoqiu

英国民用飞机适航要求　British Civil Airworthiness Requirements (BCAR)　英国民用航空局（CAA）颁布的管理民用航空的规章。鉴于英国已签署了《关于制订和接受联合适航要求的协议》，是联合航空局（JAA）的成员国，多部《英国民用飞机适航要求》已被《联合航空要求》（JAR）所取代。英国民用航空局正式采用的《联合航空要求》有JAR 1（定义和缩略语）、21(航空器、产品和有关零部件合格审定程序）、22（滑翔机和动力滑翔机）、23（正常类、实用类、特技类和通勤类飞机）、25（大型飞机）、27（小型旋翼航空器）、29（大型旋翼航空器）、145(批准的维修单位）、E（发动机）、P（螺旋桨）、APU（辅助动力装置）、AWO（全天候飞行）和VLA（甚轻型飞机）共13部。被取代的《英国民用飞机适航要求》仅适用于原按这些要求审定飞机的更改。目前《英国民用飞机适航要求》状态如表。

英国民用飞机适航要求

序 号	规章代号	规 章 名 称	目 前 状 态
1	Section-A	CAA具初始型号批准责任产品的适航程序	其中商用运输类航空器的维修单位批准部分已被 JAR 145 部所取代
2	Section-B	CAA不具初始型号批准责任产品的适航程序	其中商用运输类航空器的维修单位批准部分已被 JAR 145 部所取代
3	Section-L	航空器维修工程师证件	继续有效
4	Section-M	排污合格审定	继续有效
5	Section-N	噪声	继续有效
6	Section-Q	柔性飞艇	继续有效
7	Section-R	无线电	继续有效
8	Section-S	超轻型飞机	继续有效
9	Section-T	轻型旋翼机	继续有效
10	BCAR 31	载人自由气球	继续有效
11	Section-C	发动机和螺旋桨	已被 JAR E 和 JAR P 部所取代
12	Section-D	飞机	已被 JAR 25 部所取代，但仍适用于原按 Section-D 审定飞机的更改和改型
13	Section-G	旋翼航空器	已被 BCAR 29 部所取代(BCAR 29部后又被 JAR 27、JAR 29 部所取代)，但仍适用于原按 Section-G 审定旋翼航空器的更改和改型
14	Section-J	电器	已被 Section-C、G 和 K 部所取代
15	Section-K	轻型飞机	已被 BCAR 23 部所取代(BCAR 23 部后又被 JAR 23 部所取代)，但仍适用于原按 Section-K 审定飞机的更改和改型
16	BCAR 23	轻型飞机	已被 JAR 23 部所取代
17	BCAR 29	旋翼航空器	已被 JAR 27 和 JAR 29 部所取代

（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

yingjiao

迎角　angle of attack　旧称攻角或冲角。飞机速度在飞机对称面内的投影与某一固定基准线（一般取机翼翼根弦线或机身轴线）之间的夹角。一般用符号 α 表示。

迎角是确定飞机的空气动力和飞行姿态的重要参数。飞机的升力、阻力和俯仰力矩都是迎角的函数。侧力、滚转力矩和偏航力矩也都与迎角有关。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

ying zhishiqi

迎角指示器　angle of attack indicator　又称迎角表。指示飞机迎角的飞行仪表。有电压表式、交流同步器式和带伺服系统的自动平衡电桥式 3 种。迎角信号来自迎角传感器。迎角表的特点是其标度方法采用逆时针式，在 270° 的圆弧上等分 30 个单位，其指示值既非真迎角也非局部迎角，而是它们的当量单位。其优点是便于标准化，也符合工程心理学要求。当驾驶员向前推驾驶杆时，空速表指针顺时针转动，指示空速增大；而迎角表指针也顺时针转动，指示迎角减小。反之亦然。这样就使驾驶员操纵动作、空速表和迎角表的指针转动方向协调一致。美国航天飞机 T 形布局飞行仪表板中组合空速表最左边一个便是迎角表。用迎角表防止失速比较容易，即所谓的“飞迎角”。自 20 世纪 60 年代以来，迎角表的应用日益广泛。美国迎角表不仅有失速警告标记，还有最佳进场迎角等标记，和进场迎角指示灯配合使用，不仅能防止失速，保证飞行安全，还可降低着陆空速，缩短滑跑距离。一般迎角表都靠近空速表安装。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

yingbian

应变　strain　在外力和（或）非均匀温度场等因素作用下物体局部的相对变形。主要有线应变和角应变两类。它等于连续介质中某质点邻近一个微线段在运动过程中两端点产生位移变化相对于原微线段之比值。对于一维问题，变形前如假定此质点邻近微线段长度为 ds^0，物体受载变形后，微线段由于运动两端点位移不同产生变形，长度变为ds^t，其相对伸长，即单位长度的长度改变

$$\varepsilon = (ds^t - ds^0) / ds^0$$

上式定义的应变是最常用到的工程应变（或称柯西小应变）。对于多维问题，应变与位移的关系要复杂得多，一点的应变是一个二阶张量，由该质点取不同的方向，应变值不同。在三维空间中的一个坐标系里，应变通常由六个分量确定，即三个线应变与三个剪（角）应变。前者描述坐标方向微线段相对伸长或缩短，后者描述两坐标方向所夹之角在变形后之角度变化。与应力相似，一点应变状态确定后总可找到一个直角坐标系，在此坐标系上只有线应变而无剪应变，此时应变称主应变（主伸长）。应变由于变形体各质点不同位移而产生，它们与位移的关系称几何关系，是连续介质力学基本关系之一。在小变形情况下（此时应变也很小）应变与位移呈线性关系；在大变形情况下，位移与应变呈非线性关系，称几何非线性。某些情况下应变很大，如橡胶类材料、韧性金属接近强度极限、金属高温塑性变形等，就应考虑大应变（也称有限应变），它们与工程应变呈二次方关系，几何方程必然呈高度非线性。　（撰写：何君毅　审订：张躬行）

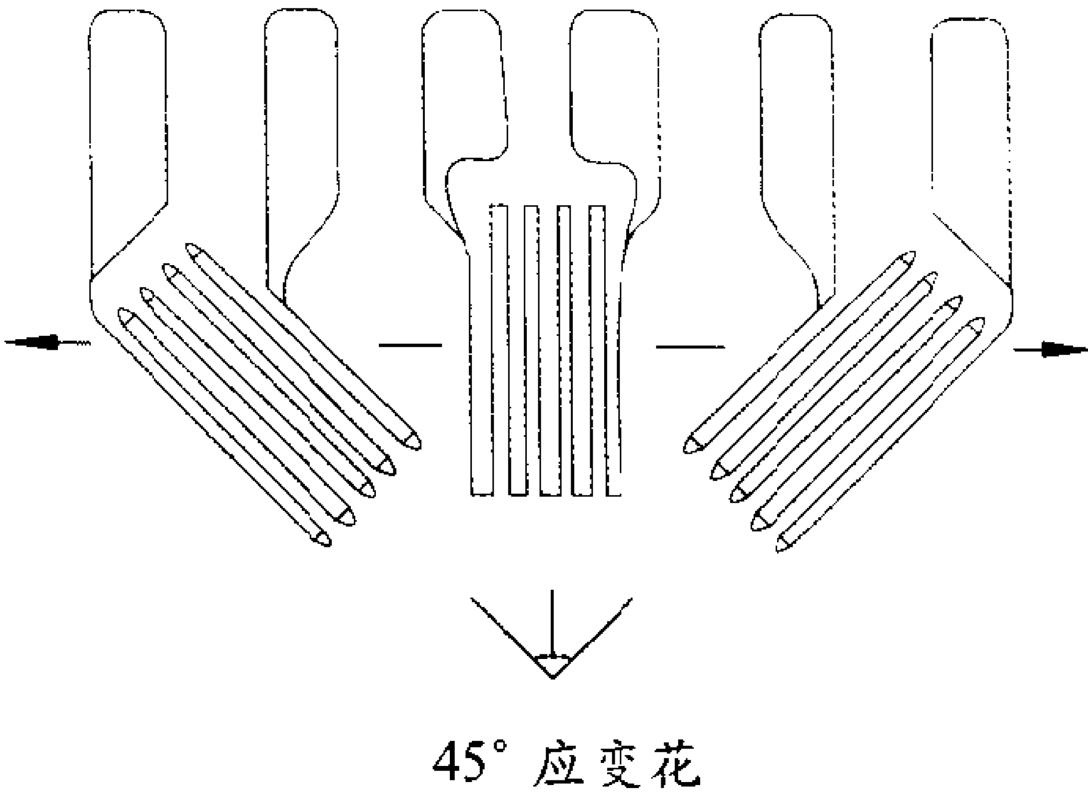
yingbian celiang

应变测量　strain measurement　测量结构或构件在外载荷作用下的应变响应。有时可简单地换算出应力值，故又称为应力测量。由于电信号便于模拟记录与数字记录，再与计算机配合则可实现测试过程的自动控制与记录数据的实时处理，所以在飞机强度试验中一直采用着以电阻应变计为敏感元件的电测法。显然，这时测得的应变是贴有应变片的离散点处的应变，一般根据强度计算结果确定布点的位置，并按照规定的步骤粘贴应变片，在加载过程中逐级测量各片的应变。要想获得应变场的全貌，特别是应力梯度很大的区域，则应配合使用光测法。总之，应变测量是飞机强度试验中最基本的参数测量，是验证强度计算结果、确定结构承载能力与监视试验过程的重要手段。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

yingbianji

应变计　strain gage　电阻应变计的简称，又称应变片。能将结构表面上的局部应变转换成电阻变化的敏感元件。20 世纪 30 年代问世以来，因其诸多优点（轻巧灵敏、性能稳定、精度高、响应快等）发展迅速，应用广泛。



45° 应变花

分析与实验表明，对于一般电阻丝材料，在弹性范围（甚至塑料的最初阶段），电阻的相对变化 $\Delta R/R$，等于应变 ε 乘上一个常数 K（灵敏度系数）。为了能够较准确地反映局

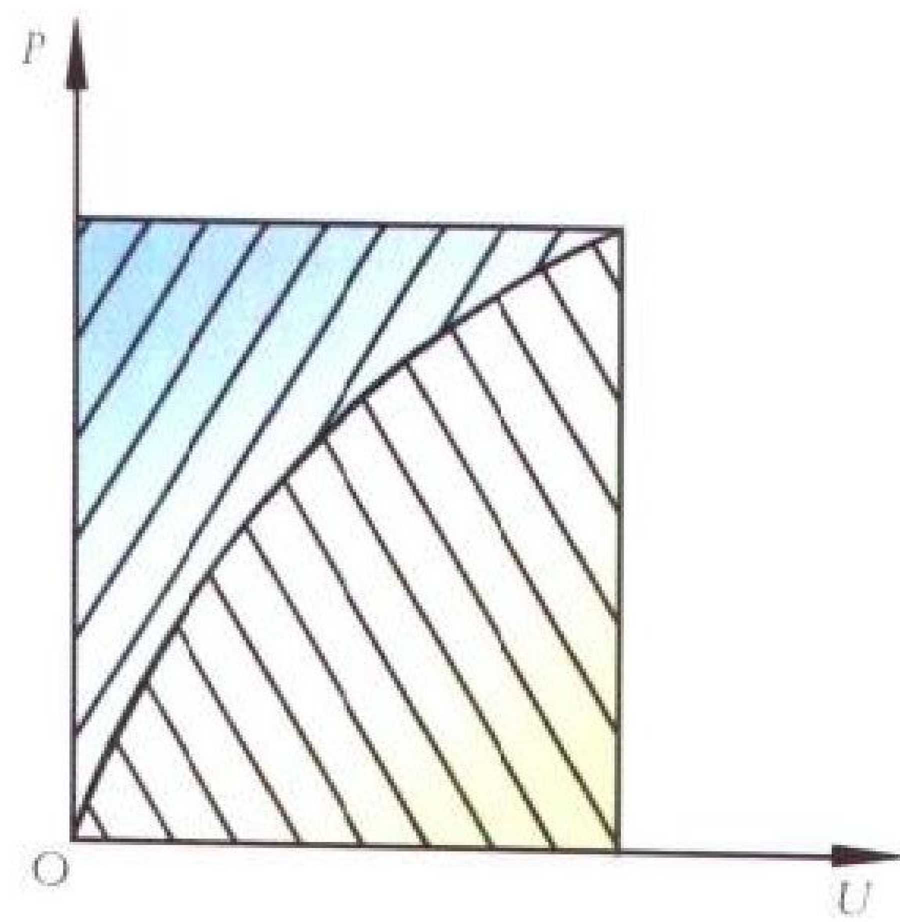
部一“点”的真实应变，希望电阻丝尽可能短；但为了提高测量精度又希望电阻丝有较大的电阻，因此需要采用细而长的电阻丝，为了解决这个矛盾就把电阻丝做成栅状，叫做敏感栅。同时，还希望电阻丝与物体粘贴得非常牢固，以保证应变的准确传递，这样，就需要把敏感栅固定在某种基底上，如此便构成了电阻应变计（丝式）。后来居上的是箔式应变片，它以很薄的金属箔片经光刻腐蚀工艺制成敏感栅，可制成任意形状（因而横向效应可以忽略不计），又易于批量自动化生产。由于在同样截面积下，与丝材相比，箔材和基底接触面积大，粘贴牢固，散热条件也好。所以逐渐取代了丝式。

此外，应变片通过转换元件可制成各种用途的传感器，可测量力、扭矩、位移、加速度等力学量。应变计按使用温度范围通常可分为常温（-30 ~60℃）、中温（-30 ~ 250℃）与高温（-30 ~ 400℃）等几种类型。在测量点处，如果处于平面应力状态，常使用的是45°应变花。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

yingbianneng

应变能　strain energy　又称变形能。以应变和应力的形式贮存在物体中的位能。在外力作用下物体发生变形。变形时外力与作用点的位移之积为外力功。外力在物体内部产生应力与应变，各个质点应力与应变之积的总和为物体的变形能，存贮在物体内；当外力卸去时，该位能用以恢复物体形状，这种位能称应变能，也称变形能。如图中所示，以外力 P 与位移 U 为坐标系的图中 $P-U$ 曲线下面的面积（右斜线）相当于应变能，而曲线上方的面积（左斜线）称余应变能。应变能与余应变能是固体力学中能量原理的基础。



物体的应变位能与余应变能

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

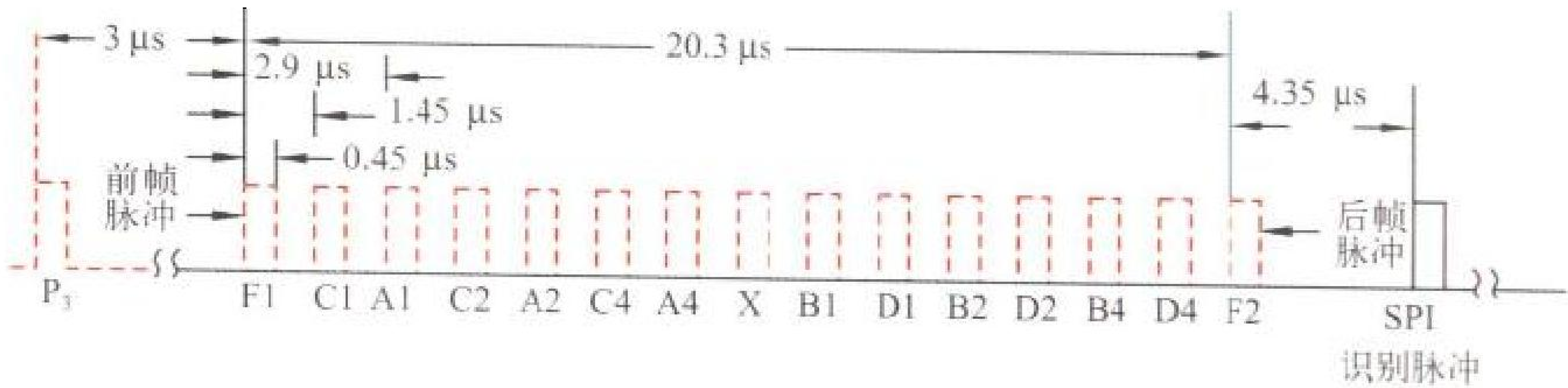
yingbian pilao

应变疲劳　strain fatigue　又称低周疲劳（low cycle fatigue）或低循环疲劳。材料在高应力或高应变、低加载频率下具有低断裂循环数（破坏循环次数低于10^4～10^5）的疲劳现象。其特点是作用于构件的应力水平较高，材料处于塑性状态，应力和应变呈非线性关系。构件在循环载荷作用下，当其应力集中区的材料进入塑性变形状态时，应变即成为控制材料疲劳性能的主要参数，故表征应变疲劳裂纹形成阶段疲劳性能有 ε—N（应变—寿命）曲线和循环应力—应变曲线，它们都是通过控制恒定的应变幅的试验测定的。低周疲劳试验常采用低速加载方法以防止因大的塑性变形而引起过高的温升。低周疲劳的理论尚未建立，低周疲劳寿命和裂纹扩展的经验公式均以应变量为计算参数。

（撰写：郦正能　审订：张躬行）

yingda ma

应答码　responding code　机载应答机收到有效询问时，在 P_3 脉冲后 3 μs，应答机发出由一组脉冲组成的应答编码信号。它是 4 位八进制编码。应答码由两个帧脉冲 F_1、F_2 和 12 个信息脉冲组成，12 个信息脉冲分成 A、B、C、D 共 4 组，每组 3 个脉冲，分别记为 A_1、A_2、A_4；B_1、B_2、B_4；C_1、C_2、C_4 和 D_1、D_2、D_4。它们的位分配如图所示。每组中的 3 个脉冲，按顺序以二进制加权。例如 A_1、A_2、A_4，代表值为 $A_1=1$，$A_2=2$，$A_4=4$，B、C、D 亦同。由于每个脉冲有两种可能状态 1 或 0，12 个脉冲可组 $2^{12}=4096$ 种不同状态。除专用码外，可分配给飞机作识别码。在图中的 F_1 和 F_2 每次都要发送，其他 12 个脉冲则根据所选的应答码发送其中某几个。位于中间的X脉冲是备用的，它经常为 0 状态。在 F_2 之后有一个 SPI 脉冲，叫做特殊位置识别脉冲。平常不用，当要从距离较近的多架飞机图像中识别出某架飞机时，就可要求加发 SPI 脉冲，使该机标志显示特别亮，以示区别。在应答码中，有 3 种特别码表示危急事件，它们是：7700、7600、7500，分别表示飞机遇险、通信失效和被劫持。



应答码的脉冲位置排列

（撰写：薛文安　审订：周其焕）

yingji cheli

应急撤离　emergency evacuation　当舱或系统发生故障或毁坏时，保证人员能从飞机上应急快速离开。其主要涉及应急出口、撤离通道、应急撤离设备及应急照明等。这种方式主要适用于民用客机。

（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

yingji chukou

应急出口　emergency exit　又称应急舱门。飞机发生意外事故后供机上人员紧急离机所用的出口。应急出口的门应设计成向内开且不易卡住。应急出口的数量和位置要视机上旅客座位的多少而定。

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

yingji dianyuan

应急电源　emergency electrical power supply　在主电源发生故障时向重要用电设备供电的电源。用于保证飞机返航或紧急降落操纵和人员安全。参见飞机电源系统。

（撰写：李颂伦　审订：杨燕生）

yingji dongli zhuangzhi

应急动力装置　emergency power unit　一种专门用来提供应急电力和液压动力的第二动力装置。由涡轮、燃料分解室、燃料室、齿轮箱和一些控制部件组成。当燃料与催化剂作用后就产生燃气推动涡轮作功。与辅助动力装置不同，应急动力装置不需要空气助燃，因而不受高度影响，并能立即投入工作。由于应急动力装置所带燃料有限，无

法长期工作，因而它还可采用从主发动机或辅助动力装置的负载压气机引气的方式来工作。为了简化，应急动力装置采用挤压式供应燃料的方法。

（撰写：毛可久　审订：杨燕生）

yingji fengdongbeng

应急风动泵 emergency air-driven pump　在飞行过程中，当发动机或所有液压泵发生故障时，利用飞行速度的冲压空气能转变为机械能驱动液压泵，提供飞机液压能源的应急装置。应急风动泵包括由两片或多片桨叶及桨毂组成的单级冲压空气涡轮、连结机身结构的支臂及传动机构和一个或多个定量（或变量）液压泵，通常采用两片桨叶和一个定量液压泵。平时，应急风动泵收藏在飞机机舱内。应急需要时，用作动筒将其放出冲压空气流，驱动涡轮旋转，经传动机构使液压泵工作，进入桨毂内的调速器能使桨叶变距，以控制涡轮转速，使之在飞机规定的飞行包线内转速恒定而不受气动力及负载变化的影响。调速器有机械式、液压式及数控式，此外还具有超速保护，从而提高了使用可靠性。应急风动泵能在 2 或 3 秒内为飞机提供应急能源，且运行时间不受限制。它最初装在吊舱上，用于空中加油，在此基础上发展为飞机应急动力源。20 世纪 50 年代，应急风动泵已广泛用于飞机。如在传动轴上同时装上发电机，则兼有应急电源，使飞机在获得应急操纵力的同时得到必要的照明和仪表指示，更有利于安全着陆。（撰写：俞镇亚　审订：杨燕生）

yingji gongdian

应急供电 emergency electrical power　飞机飞行中，由于发动机或主电源故障，供电系统不能正常供电，需应急电源提供电能的工作状态。应急电源只能给飞机返航和着陆必须工作的用电设备供电，供电质量往往比正常供电状态时低，但应满足应急工作时的供电特性要求。

（撰写：沈颂华　审订：杨燕生）

yingji liji xitong

应急离机系统 emergency escape system, emergency egress system, escape system　简称救生系统。应急时使乘员迅速、安全脱离飞行器并安全返回地面的救生系统。它分以下 3 种：(1) 空中应急离机：有跳伞、弹射、火箭牵引、座舱分离等方式。飞机飞行速度较低时（小于 400 km/h），乘员解脱约束，携带救生伞爬出座舱实行跳伞。随飞机飞行速度的提高，跳伞已不可能，自 20 世纪 40 年代初起，研制并采用以



图 1 客机应急离机滑梯

弹射方式应急离机的弹射座椅救生系统、火箭牵引方式应急离机的火箭牵引救生系统，座舱与飞行器分离的分离座舱。弹射座椅救生系统使用最普遍。(2) 地面应急离机：军用飞机

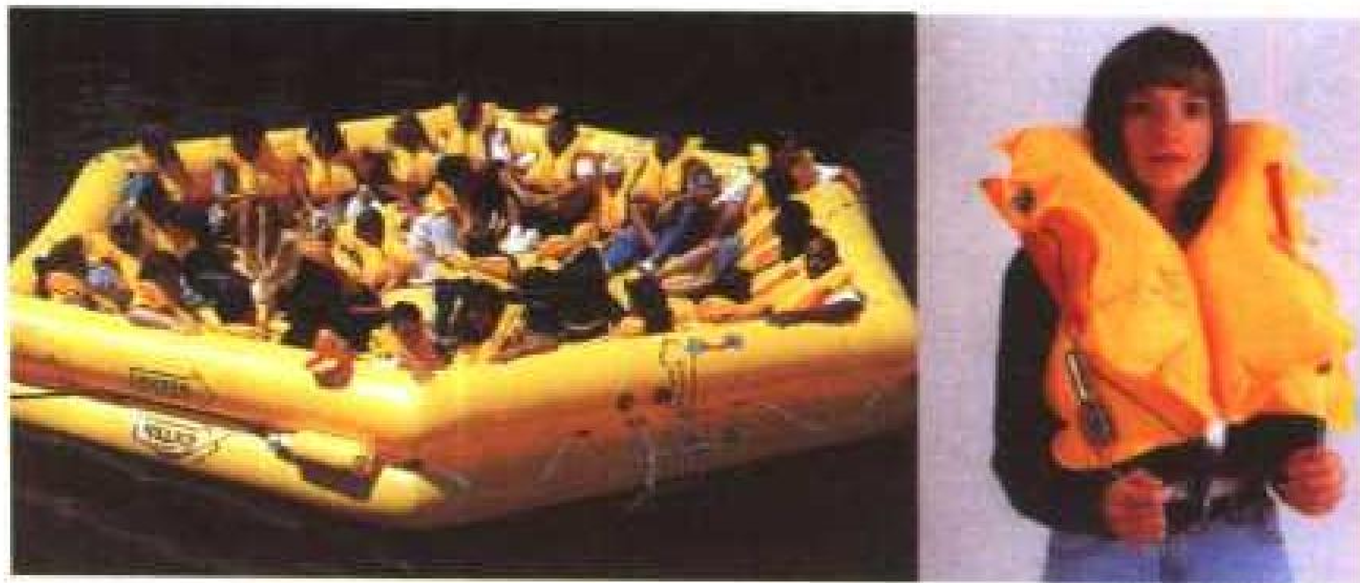


图 2 客机水上迫降后应急离机的救生筏和救生衣

乘员一般是快速拉动快卸锁解脱各种约束，迅速爬出座舱并离开失事飞机；紧急时可实行零—零弹射，弹射救生系统应有地面应急离机能力和零—零弹射救生能力。旅客机、水上飞机等在迫降后乘员利用应急撤离设备进行应急撤离。(3) 水下应急离机：采用水下弹射救生系统实行水下弹射。

（撰写：高闻天　审订：袁修干）

yingji qifei paodao

应急起飞跑道 emergency take-off runway　简称应急跑道。战时机场主跑道以外供疏散、隐蔽的飞机紧急情况下起飞的跑道。通常设在飞机洞库或疏散区附近。以拖机道与主跑道、飞机洞库、飞机疏散区相连。其长度一般为主跑道的 80 % ～ 90 %，宽度为 30 m，端保险道长 100 ～ 200 m。与主跑道保持一定的安全距离。其道面结构与主跑道中部相同。纵坡应不大于 20 ‰，横坡应不大于 12 ‰，不小于 5‰，两侧土道肩各为 5 ～ 10 m。与飞机洞库相连的应急起飞跑道一般只能单向起飞。（撰写：范黎明　审订：姬永兴）

yingji qiya xitong

应急气压系统 emergency pneumatic system　在主气压系统、主液压系统和主电气系统等出现故障不能正常工作时，用来完成应急安全操作的一种气压系统。一般要求系统组成简单、重量轻、操作方便。应急气压系统常采用气瓶作为能源，并包括气压截止阀、应急阀和执行元件等部件。应急气压系统都应该是独立的。它常用于飞机的襟翼和起落架的应急放下、应急风动涡轮泵的收放及应急刹车和座舱盖的应急抛放。（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

yingji shache xitong

应急刹车系统 emergency brake system　见刹车控制系统。

yingji zhaoming

应急照明 emergency lighting　飞机应急状态主电源断电时，为适应夜间应急着陆，完成迫降和迫降后机上人员紧急撤离所需要的照明。应急照明独立于机上正常照明系统，由独立的应急电源供电，通常使用机上蓄电池或自备小型电池。随主电源中断或辅助开关动作而燃亮。如果用手控，控制机构应装在有关人员易操作处，并有防止误动作措施。应急照明应包括确保安全迫降所必需的仪表如磁罗盘、地平仪等的照明、机上人员迅速撤离的客舱通道和应急出口的照明以及应急撤离设施的外部应急照明。

（撰写：丁道宏　审订：杨燕生）

yingli

应力 stress 连续介质力学中一个重要的物理量，它表示由于物体承受外力、非均匀温度场及其他因素引起的，在物体中某质点上产生的单位面积上的内力。若围绕该质点取一个微面积 ΔS，作用于该面积上的内力为 ΔP，应力定义为，当 ΔS 趋于无限小时，ΔP 与 ΔS 之比的极限

$$\sigma = \lim_{\Delta S \to 0} \frac{\Delta P}{\Delta S}$$

式中 σ 为某点应力，它是个张量，通常不一定垂直或在 ΔS 面上，而可以分解为垂直于该面的正应力（习惯用 σ 表示）和在 ΔS 面上的剪切应力（习惯用 τ 表示）。根据计算中所取的坐标系，通常一点应力张量有六个独立分量。对直角坐标系，它们为沿三个坐标轴方向的正应力与三个与以坐标轴为法线的平面相切的剪应力。截面 ΔS 方向可有无穷多个，因而应力分量组合也有无穷多个，但一点应力状态确定后，只存在一个直角坐标系，在与坐标轴垂直的面上仅有正应力而无剪应力。此时，一点应力分量由三个正应力组成，它们称为主应力并在强度与塑性理论中有重要意义。应力常用单位是兆帕（MPa），即 $10^6 N/m^2$。（撰写：何君毅 审订：张彤行）

yingli fushi kailie

应力腐蚀开裂 stress corrosion cracking 在腐蚀介质和静拉应力联合作用下，构件内形成裂纹到最后断裂的整个过程。应力腐蚀开裂的全过程由以下四阶段组成：

⑴ 介质腐蚀作用在金属表面形成一层钝化保护膜，在拉应力作用下发生破裂。⑵ 暴露出的新金属表面起阳极作用，而大部分钝化膜起阴极作用，组成电化池，阻止钝化膜恢复，金属受到腐蚀形成微小的蚀坑。⑶ 蚀坑作为一个损伤核心，萌生裂纹。裂纹在腐蚀介质和外载荷的共同作用下逐渐缓慢扩展。裂纹扩展率随应力强度因子而变化。⑷ 当裂纹扩展到某一长度时，外载荷使裂纹快速扩展直到最后断裂。

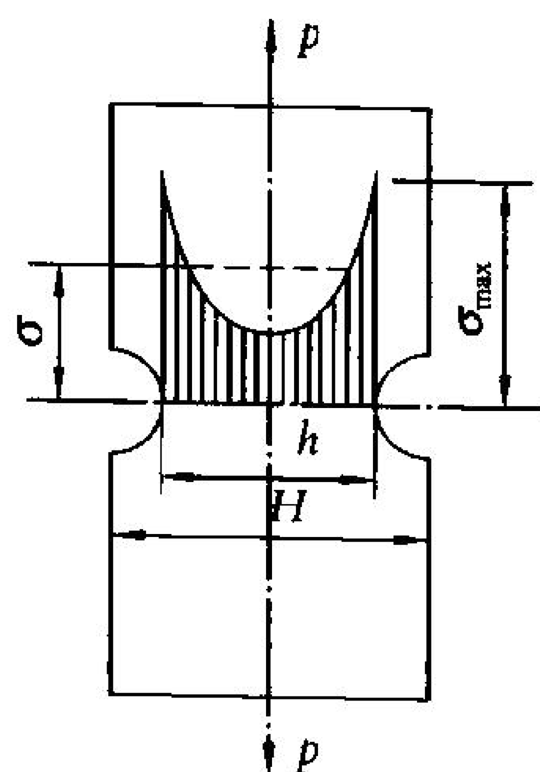
用断裂力学观点分析应力腐蚀开裂可得到下列结果：

⑴ 对一定的材料和腐蚀介质，存在一定数值的应力腐蚀断裂韧度 K_{ISCC}。当外载荷引起的裂纹尖端应力强度因子低于 K_{ISCC} 时，不会导致构件断裂。⑵ 在一定的材料和腐蚀介质条件下，裂纹缓慢扩展阶段的扩展速率 da/dt 主要随裂纹尖端应力强度因子而变，与其他因素基本无关。

因此，K_{ISCC} 和 da/dt 两参量对解决应力腐蚀开裂问题相当重要。（撰写：郦正能 审订：张彤行）

yingli jizhong

应力集中 stress concentration 在物体中某局部区域应力明显增高的现象。一般说来，应力集中区峰值应力远高于附近结构的名义应力，且由应力集中区向外衰减很快，即应力梯度很大。应力集中区多发生在结构几何形状突变但倒圆角很小之处，如梁、杆、轴截面突变处，物体中小孔、缺口与金属夹渣处、裂纹尖端处等部位。由于应力集中处应力高出名义应力水平许多，材料易进入塑性，它也是在周期载荷下疲劳裂纹萌生与扩展之处。应力集中是疲劳、静力分析必须重点考虑的问题之一。（撰写：何君毅 审订：张彤行）



两侧有半圆槽的板受拉时的应力分布

应力集中示意图

yingli jizhong xishu

应力集中系数 factor of stress concentration 描述应力集中程度的参数。它等于应力集中区峰值应力与名义应力（即不考虑应力集中的均值应力）之比值。应力集中条目中附图所示为两侧有半圆槽的板受拉时应力分布。名义应力 σ 为外载 p 被最窄处板截面积（宽度 h 与板厚 δ 之积）所除之商，而峰值应力为 σ_{max}，理论应力集中系数 K_t 为 $K_t=\sigma_{max}/\sigma$。（撰写：何君毅 审订：张彤行）

yingli pilao

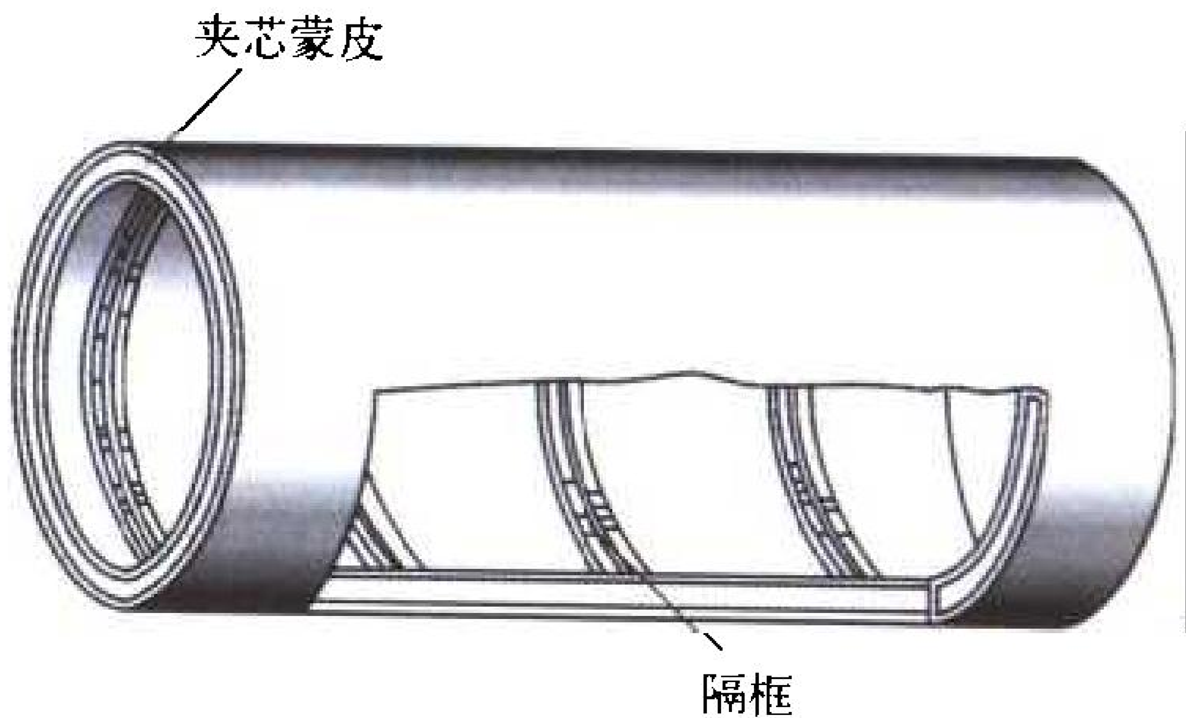
应力疲劳 stress fatigue 又称高周疲劳（high cycle fatigue）。材料在中低应力、高加载频率下具有较高断裂循环数（破坏循环次数一般高于 10^5）的疲劳现象。其特点是作用于构件的应力水平较低，材料处于线性状态（应力和应变线性相关），故应力疲劳主要受应力幅控制。表征应力疲劳裂纹形成和扩展阶段性能可用 $S-N$（应力—寿命）曲线。高周疲劳寿命和裂纹扩展的经验公式均以应力量为计算参数，应力疲劳是各种机械中最常见的，故简称疲劳。（撰写：郦正能 审订：张彤行）

yingyong chengxu jiekou

应用程序接口 application programming interface (API) 见电子卷。

yingqiaoshi jiegou

硬壳式结构 monocoque structure 以蒙皮承受机体全部总体载荷的一种机身结构形式。该种结构蒙皮较厚，多采用夹层结构；无强的纵向和横向骨架支撑，一般只有维持外形的弱隔框；仅在承受较大集中力或在开孔、对接部位有少量的纵向和横向局部加强构件。该类结构的特点是外形光滑，局部刚度大，结构简单，内部容积大，装配工作量小，但不宜用于有开口部位。当前硬壳式结构多用于无人机和轻型飞机的玻璃钢机体结构上。

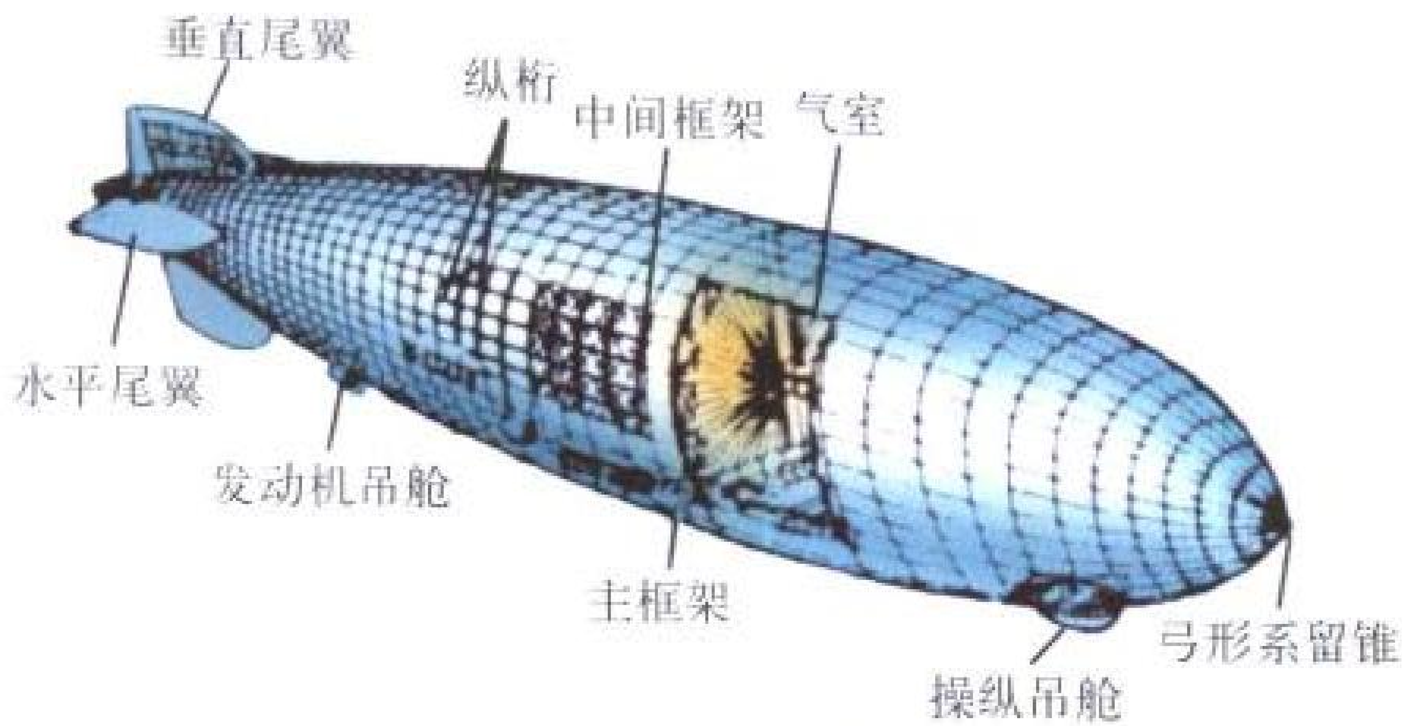


夹芯蒙皮的硬壳式机身

（撰写：章怡宁 钟腾育 审订：何君毅）

yingshi feiting

硬式飞艇 rigid airship 具有完整的刚性骨架的大型飞艇(见图)。艇体由刚性骨架外罩蒙布或薄铝皮构成。骨架由横



硬式飞艇构造图

向隔框、纵向龙骨梁和桁条，以及承力张线和撑杆等构成，整个艇体不气密，主要起维持流线外形和连接各部分的作用。艇体内部由隔框分割成许多小气室，每个小气室内放有由涂气密橡胶的纤维织物制成的小气囊，气囊内充以浮升气体。在地面时，小气囊内不完全充满，随着飞行高度的增加、外界大气压下降，气囊内气体也随之膨胀，在达到规定高度时，气囊恰好胀满。实际上气囊不承受内外压力差。众多的小气囊可提高飞艇的抗损性和安全性。部分小气囊受损不会使整个飞艇浮力完全丧失。第一艘硬式飞艇是德国的齐伯林设计的，因此常把硬式飞艇叫做齐伯林飞艇。

(撰写：杨景佐　修订：赵群力　审订：王道荫)

yongse

壅塞 choking 风洞压力比增加，模型来流马赫数不再随之增加的现象。壅塞一般出现在装有模型的高速风洞实壁试验段中。此时，模型最大横截面积处与试验段壁面之间形成最小通道。当风洞压力比增加时，最小通道处的流速 V_c 随之增加，试验段模型前方来流马赫数 M_∞ 亦随之增加；当 V_c 增到声速时，再增加压力比，V_c 不再增加，M_∞ 也不再变化。例如，当模型阻塞度 ε 为 1% 时，$M_\infty = 0.894$，气流产生壅塞；当 $\varepsilon = 0.1\%$ 时，$M_\infty = 0.965$，产生壅塞；亦即在装有模型的实壁试验段中，不可能得到 $M_\infty = 1.0$ 的流场。只有试验段中采用通气壁后，才可获得 $M_\infty = 1.0$ 的跨声速流场。当然，还必须指出，当模型阻塞度很大时，在通气壁试验段中亦可能产生壅塞现象。通常认为，当 M_∞ 与壅塞马赫数之差低于 0.02 时，风洞模型的试验数据是不准确的。

(撰写：恽起麟　审订：范洁川)

yongci fadianji

永磁发电机 permanent magnet generator 用永久磁铁作为磁源的发电机，主要指永磁同步发电机。由于不再需要励磁绕组及励磁电源，因此结构简单，效率高。目前所采用的永磁材料主要是铝镍钴系和稀土钴系两类。稀土永磁材料磁能积高，在电机中应用的前景十分广阔。但是，永磁发电机直接调压困难，因此作为飞机主电源发电机应用还待研究。目前的永磁发电机主要用在飞机变流机、测速发电机、副励磁机及特种电源中。

(撰写：刘迪吉　审订：杨燕生)

youzhengji

邮政机 air mail aircraft, postal aircraft 用于运送邮件的飞机。一般为轻型或中型运输机。为了保证邮件的及时到达，邮政机一般都有固定的航班和航线，要求飞机能够正点、可靠地运行，所以对飞机的可靠性要求较高。由于频繁起降，对飞机的经济性和安全性要求也较高。



中国的运 8 邮政机

(撰写：赵群力　审订：任源博)

youliang celiang xitong

油量测量系统 fuel quantity measurement system 用于测量飞机油箱内贮油量的系统。油量测量分体积测量和质量测量。用感受油面高度变化来测量油量的方式，即为体积式油量测量，如浮子式油量测量系统和电容式油量测量系统；用体积测量与密度测量相结合，直接测量燃油质量，即为质量式油量测量，如数字式油量测量系统。飞机上大多属于体积式测量方式，因燃油密度变化和飞机飞行姿态变化而产生测量误差。20 世纪 80 年代发展起来的数字式油量测量系统，把电子技术和计算机技术应用于油量测量，有效地解决了体积测量方式所存在的测量误差，提高了油量测量的精度。

(撰写：高光锋　审订：杨燕生)

youliao sheshi

油料设施 petrol, oil and lubricant supply facilities 机场储存、运输、加油、化验航空油料的设施与设备。主要包括油泵、油管、油罐、油桶、运(加)油车、抽油车、附属油加注车、管道加油设备、油料净化设备、油料化验室、野战油料化验箱、野战油料装备集装箱、空投油料补给装备、特种燃料箱工作房、加油值班室等。其中加油值班室除了供外场油料保障人员值班外，还少量存放与供应附属油料。

(撰写：王立群　审订：陈志伟)

youliufa

油流法 oil flow technique 一种将有机油与显示剂混合涂于模型表面，当流体流过模型表面时，油液挥发，显示剂则沉积于物面，以显示物面流动特性的方法。常用的有机油为汽油、煤油和低粘度润滑油或其混合物。常用的显示剂有二氧化钛(白色)和炭黑(黑色)等。从原理上讲，表面油流的轨迹代表表面摩擦线，表面油流谱是一个连续的表面摩擦线矢量场。借助于拓扑分析可进行流谱识别。表面油流可以定性地，在某些情况下甚至可以定量地推断物面流动特性。如果在模型表面涂一层有荧光剂的油料，它在紫外线的照射下能发出辉光，可以清晰地辨别模型表面的流态，这种流动显示方法称为荧光油流法。油流谱可显示气流附着或分离、旋涡和涡破碎、激波以及激波与边界层干扰等流态。

(撰写：范洁川　审订：吕志咏)

youlü

油滤 oil filter 过滤悬浮在工作液中大于允许值的污粒，

保持工作液清洁的装置。按过滤材料可分为：(1)表面型油滤：污粒被阻挡在过滤介质的表面，如网状油滤、线隙式油滤和片状油滤等；(2)深度型油滤：污粒被阻挡在过滤介质的表面与毛细孔中，如纸质油滤、毛毡油滤、陶瓷油滤、金属颗粒烧结油滤和不锈钢烧结纤维油滤等；(3)磁性油滤：过滤磁性物质污染物。油滤的主要性能参数为：过滤精度、压降特性与纳垢容量。过滤精度是油滤的首要性能参数，它直接关系到液压系统油液清洁度的等级；压降特性是指油滤两端的压差和通过油滤的流量之间的关系；纳垢容量是指当油滤的压力损失达到规定值时，过滤介质上吸附的污粒的重量大小。性能好的油滤不仅过滤精度高，而且压力损失小，纳垢容量大。（撰写：裘丽华　审订：杨燕生）

youqibi

油气比　fuel air ratio　被考察空间的燃油消耗量与空气消耗量之比。可表示为

$$油气比 = f / a$$

式中 f 为被考察空间的燃料消耗量；a 为被考察空间的空气消耗量。

在研究、描述和控制可燃混合物的各种燃烧现象时，油气比具有与余气系数同样的重要作用。油气比小于化学恰当比的可燃混合物是贫油的，大于化学恰当比的可燃混合物是富油的。在分析、研究燃烧问题时，经常采用油气比的相对量，即当量比的概念。（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

youqi fenliqi

油气分离器　deaerator　将滑油回油中的气体分离出来的装置。回油泵从油池抽回的是空气—滑油乳化液及大量的游离空气和燃气，需要靠油气分离器把气体分离出来。结构形式有多种：(1)机械传动离心机式油气分离器：利用旋转离心力场的作用将油气分开，常置于回油泵后滑油散热器前；(2)筒式油气分离器：置于滑油箱内，油气混合物在圆筒上部以一定的速度切向供入，由于混合物在圆筒内旋转，动压作用使空气从滑油中分离出来；(3)盘式油气分离器：也置于油箱内，油气混合物流入平底浅盘，再由浅盘呈薄油膜流入集油器，气泡便破裂逸出。实际上管端有带孔的隔板和金属网等都有油气分离作用，这一类常称消沫器。旋转管也有油气分离作用。（撰写：林基恕　审订：陈　光）

youqi zhadan

油气炸弹　fuel-air explosive (FAE) bomb　见兵器卷。

youxiang

油箱　fuel tank　飞机上存储燃料的容器。它是飞机燃油系统的一个组成部分，用管道与系统相连。油箱分硬油箱与软油箱两大类。前者为金属或复合材料结构，后者为非金属软囊结构。硬油箱中的整体油箱是指油箱与机体受力结构形成的整体并具有燃油密封性的结构。机体内较多的结构部位适合设计为整体油箱。飞机在倒飞时的专用油箱称为倒飞油箱（或倒飞装置）。当飞机上有多个油箱时，往往还设置消耗油箱。通常先让其他油箱的燃油流入消耗油箱，然后再把消耗油箱的燃油输送至发动机。（撰写：冯元生　审订：赵秀丽）

youxiang zengya

油箱增压　tank pressurization　使油箱内油面上保持一定余压（稍高于外界大气压），以提高燃油系统高空性的措施。对于结构强度较高的副油箱或整体油箱，也可以提高增压值进行压力输油。增压气体可引自喷气发动机的压气机，也可取自飞行中产生的大气动压。（撰写：徐　千　审订：杨燕生）

youxiang zengya tongqi xitong

油箱增压通气系统　tank pressurization vent system　油箱通气系统及增压系统的总称。油箱通气系统用于使油箱油面以上空间与外界大气相通，在飞行高度变化及油箱油量变化时，防止油箱负压或超压，导致薄壁油箱变形及破坏。为了保证燃油泵正常工作，还要求油箱中保持一定的余压（稍高于外界大气压），其数值取决于油箱结构强度及燃油泵的气蚀性。这就使通气系统及增压系统的作用紧密联系，可视为一个工作状态不同的统一系统。系统可选装减压阀、油箱压力调节器、速压调节器、浮子通气阀、安全阀、防真空阀、单向阀、通气防溢箱等附件；有的系统还在通气总管的出口设置火焰抑制器。增压空气一般引自发动机的压气机，经减压阀或压力调节器进入各油箱；亦可利用飞行中的速压，经速压调节器通入系统作为辅助压力源。飞行中由于飞机高度和速度的变化、油箱燃油的消耗及补充（输油及空中加油）都会引起余压的变化，压力调节器及时补充或排出油箱内的气压，保持规定的余压值。为防止飞机姿态变化使燃油溢出，可在单个油箱通气口设置浮子通气阀或集中设置通气防溢箱（燃油随通气管流入防溢箱，再集中抽回油箱）。为确保系统安全，还常设置安全阀(防止系统超压)及防真空阀(防止油箱欠压）。提高增压值可用作油箱输油的动力（参见油箱增压）。系统还常与防爆系统交联，共同完成通气、增压及防爆的任务。早期的飞机用开式燃油系统，只有简单的通气管路；随着飞机的发展，飞行高度及速度急剧变化，使通气增压系统日益复杂并要求有很高的适应能力。增压通气系统原理参见飞机燃油系统简图。（撰写：徐　千　审订：杨燕生）

youxiang zitai wucha

油箱姿态误差　fuel level measuring error, tank attitude error　由于油箱姿态改变而引起的油量测量误差。油量表传感器安装在油箱内，和飞机构成一个整体，飞机姿态的变化，使油箱里一定油量的油面相对传感器的位置发生变化，因而带来测量误差。凡属体积式油量测量的浮子式或电容式油量表均存在油箱姿态误差，前者误差更为严重，后者误差虽然可以通过传感器在油箱里的合理布局和增加传感器的数量来减小，但仅对小姿态的变化有一定效果，对于大姿态变化、目前尚未能较好解决。（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

youlanji

游览机　touring aircraft　用于旅游、观光的飞机和直升机。游览机通常非专门设计，而是采用飞行速度较低（最大速度低于200 km/h）的直升机或轻型飞机。一般装一台活塞式或涡轮螺旋桨发动机或涡轮轴发动机。为满足空中游览的要求，这种飞机应具有良好的低空、低速性能及安全性。游览机一般作不定期的包机飞行。

（撰写：谷　星　修订：赵群力　审订：任源博）

you dixiao shengxian

有地效升限　hover ceiling in ground effect　全称有地效悬停升限。见悬停升限。

youshoujian

有寿件 life-limit-item 航空装备上自身有使用寿命规定的产品。它用完规定的使用寿命后就报废，即定时报废。寿命单位可用：飞行小时、起落次数、工作次数、循环次数、日历时间等等。如飞机弹射座椅中的燃爆弹有规定的使用年限。习惯上，还往往把定时拆修的产品也称作有寿件。这类产品单独有规定的使用期限，到时拆下修理。

（撰写：王立群　审订：甘晓华）

youxian chafenfa

有限差分法 finite difference method 又称差分法。一种求解偏(常)微分方程或微分方程组的数值方法。其主要思路是将待求问题定义域剖分成网格，在网格结点上用数值微分公式把微分方程中的微商用差商取代，从而把微分方程转换成代数方程，把一个连续问题转变为求解网格结点上函数值的离散问题。用不同数值微分方式构成不同的差分方式，数学家目的之一是寻求既能稳定收敛于解析解又能减少计算工作量的差分格式。微分方程的定解问题分为满足定义域边界条件的边值问题与满足初始条件的初始问题以及两者的混合问题。在固体力学中自有限元法出现后，边值问题的差分法使用很少，但求解初值问题的差分法却还广泛应用于动力、与时间相关的材料非线性等问题所导出的微分方程组的求解。对初始问题差分方式可分为两类。一类是由满足初始条件开始，已知t时刻的解，用此解去求一个$t+\Delta t$时刻待求的解，或者说在t时刻对微分方程进行差分。这类差分法称显式插分或向前插分，它无需求解代数方程，因而计算效率高。但它却是条件稳定的，当步长Δt取大了，解误差积累增大以至解发散。另一类是满足初始条件，在待求的$t+\Delta t$时刻对微分方程进行差分，这类差分称隐式差分或向后差分，它是无条件稳定的，但需求解差分形成的代数方程组。针对不同的实际力学问题，选用不同类别的差分方法。差分法与有限元法相似，容易把计算步骤规格化并编成程序，差分方程也具有稀疏、正定特点，易于求解。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

youxian jiben jiefa

有限基本解法 method of finite fundamental solution 又称影响函数法或奇点法。一种对线性方程的积分方程形式边值问题进行求解的方法。先将物体表面划分成不重叠的网格，在网格的每一格上布上一种或两种离散形式的基本解(核函数)，其强度待定，但单位强度的基本解对任意点的法向诱导速度(又称影响系数)已知。再令网格上某些点(控制点)上满足边界条件，导出一组能确定基本解强度的线性代数方程组。求解该方程组以给出基本解的强度，进而计算出未知的场。常用的基本解有源、汇、偶极子和涡等。不同离散形式的基本解和不同的布置形式构成不同的方法，如面元法、涡格法等。　（撰写：李椿萱　审订：董海涛）

youxian tijifa

有限体积法 finite volume method 以网格单元为控制体，由单元边界面上的矢通量总和代替单元体积中的总散度项，将积分形式的守恒型控制方程化为未知函数在各单元空间平均值的时间一阶常微分方程组，再对该方程组进行时间推进求解的方法。这类方法的优点在于对网格的要求不如差分方法苛刻，又不需进行单元体积分，免去了有限元法在体积分运算中所耗费的机时。

（撰写：李椿萱　审订：朱自强 董海涛）

youxianyuanfa

有限元法 finite element method (FEM) 又称有限元素法或有限单元法。一种将连续体用简单形状单元(元素)离散化而求解的数值解法。其思路可由物理与数学不同角度来阐述。物理上，世上物体千姿百态，用传统的微分方程描述其力学特性很难找到一个连续函数既满足微分方程又满足边界条件。但这些物体可以分解为一些形状简单的有限尺寸的单元，如一架复杂结构的飞机，它可视为由若干仅承受自身平面内载荷的薄膜、轴向拉、压力的杆、承受弯曲的梁、承受垂直于中面载荷的板壳以及三向受力的实体单元组成。这些形状简单的单元很易建立它们的力学方程，然后将它们按飞机结构组合在一起，这样既可容易构成复杂结构形状，也很易满足边界条件。它的解也接近实际的解。从数学角度讲，以应用最广的位移法为例，有限元法将一个物体定义的连续域剖分成称之为单元的若干子域，子域中的位移用网格节点上位移值通过已知简单函数(形函数)插值得到，因而将连续问题用插值方法数值化，从而将求解连续场问题的微分方程离散化为求有限未知数(节点位移)的代数方程；进而代入本构方程，利用平衡条件(通常用虚功原理)得到一个单元的平衡方程，将所有单元按同节点同自由度组装在一起就构成了物体总体代数方程组。这样保证了各单元间在节点上位移连续与力平衡条件，由于单元插值函数选取时注意了边界的连续条件，通常单元边界也能保持连续。有限元法是一种近似解法，因为它用已知插值函数代替了真实函数，但可以证明当单元尺寸取得足够小时，它的解趋于精确解。

有限元法以电子计算机为基本计算工具，由计算模型建立至上万阶甚至数百万阶代数方程组求解均由计算机按照程序完成。而且对于位移模型的有限元其最终代数方程组具有对称、正定、稀疏三大优点，为求解带来很大便利。从20世纪50年代中期至今有限元法已发展相当成熟。它不仅能求解线性问题也可求解各类原来望而生畏的非线性问题，成为各工程领域结构分析的主要方法，不但用于设计，还快速推广用于工艺过程的数值模拟与仿真。它的应用范围已由固体力学领域向流体、电磁场、温度场等广大学科扩展。有限元法确实是计算方法的一次革命。

（撰写：何君毅　审订：张躬行）

youxiao shecheng

有效射程 effective range 简称射程。射击、发射和投放的武器和弹丸能满足预定命中率和毁伤效果的飞行距离。同一武器，由于对目标所要求的命中率及毁伤效果不同而有不同的有效射程。各类武器用以确定有效射程的依据不尽相同。例如，航炮的有效射程是用飞机上的全部机炮对目标进行一次长连射，当毁伤概率等于或大于0.632时飞机与目标之间的距离。通常，口径30 mm的机炮，有效射程为0.8 ~ 1.2 km。某些空空导弹的有效射程用它与目标的相遇速度值来确定。如一种尾追攻击的空空导弹，规定在敌、我机速度比为1，导弹与目标的相遇速度不小于350 m/s时，导弹发射时相对目标的距离为有效射程。炸弹的射程为轰炸时炸弹弹道起点至落点之间的水平距离。炸弹射程在轰炸允许的范围内就是其有效射程。

（撰写：张滋烈　审订：王祖典）

youxiao yishi shijian

有效意识时间 time of useful consciousness 又称备用时间或储备时间。人体从缺氧至工作能力开始丧失经历的时间。10 km 以下高度时吸空气发生缺氧的意识变化分：意识清楚(具有一定工作能力，称有效工作能力时间)和智力紊乱(工作能力丧失)两个阶段；10 km 以上时直接发生意识丧失，不经智力紊乱过程。有效意识时间主要取决于暴露的高度，其次是暴露方式、暴露前吸入气中氧浓度、体力活动程度和缺氧耐力。吸空气：在 7 km 高度时有效意识时间约 4～5 min，在 10 km 时约 1 min，在 14 km 以上达极限，约 12～15 s；吸纯氧：在 14 km 时为 1 min，在 15 km 时为 20 s，在 16 km 以上时 12～15 s (也有报道在 17 km 以上高度有效意识时间为 9～10 s)。有效意识时间是设计和评定供氧装备的主要生理依据，也是检查驾驶员缺氧耐力的重要指标。

（撰写：张玉明 肖华军 审订：袁修干）

youxiao zaizhong

有效载重 payload 指各类飞机所运载的任务载重。旅客机或货机上称商载，指旅客、行李、货物和邮件等可以取得酬金的全部载重；农业机上指农药、植物种子等；战斗机上指炮弹、火箭弹、导弹等；轰炸机上指炸弹、空地导弹等；侦察机上指照相机等设备；军用运输机上指武装战斗人员、武器装备和军用物资等。

（撰写：赵海生 修订：任源博 审订：赵秀丽）

youyuan shepin toufangshi ganrao

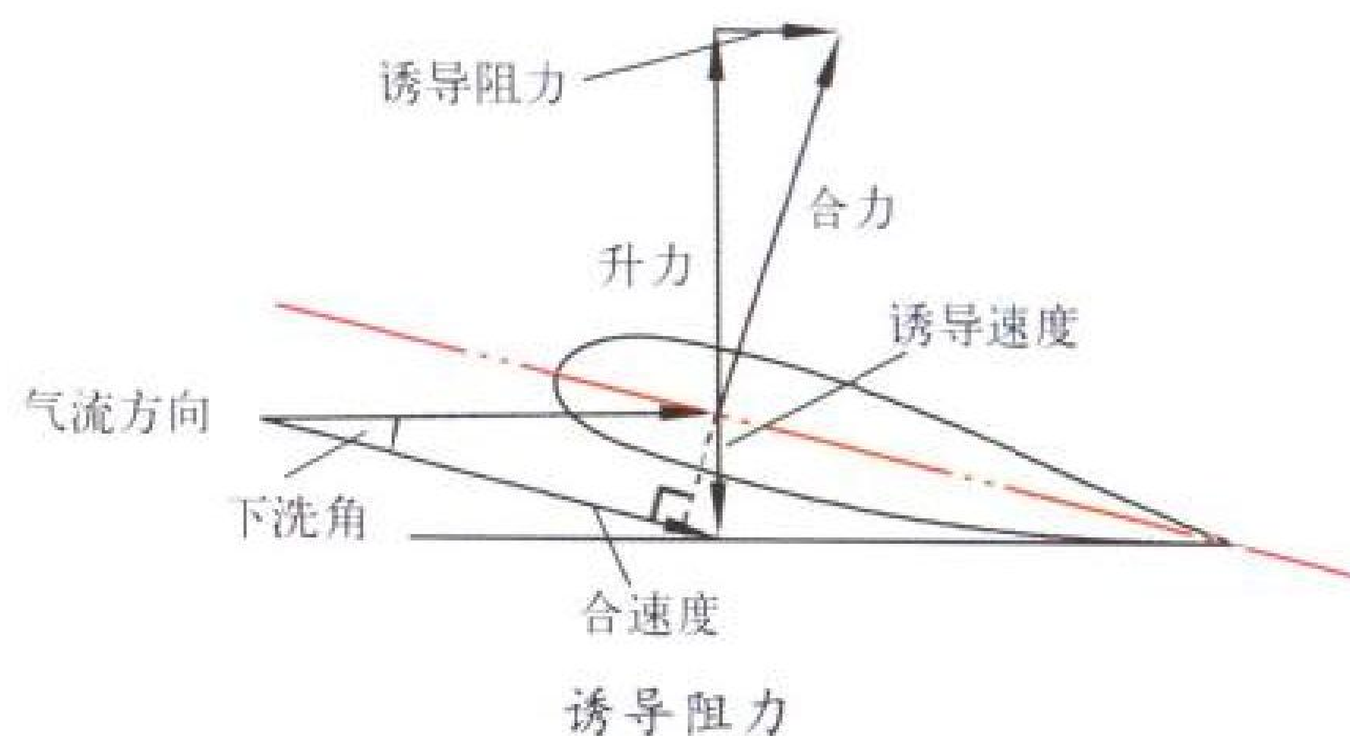
有源射频投放式干扰 active radio frequency expendable jamming 利用低成本的投掷式小型干扰机产生射频信号对敌方电子设备实施的干扰。主要用于干扰地面火控雷达、对空情报雷达、战术无线电通信以及导弹制导和 GPS 制导等。其主要特点是成本低和功率输出有限，可以用飞机或火箭等投放到敌方阵地上空或电子设备附近实施干扰，也可装在遥控小型飞行器上使用。有源射频投放式干扰包括压制干扰和欺骗干扰。由于受到投掷式干扰机重量和体积的限制，其干扰功率和干扰持续时间不能太大、太长。但由于它能在近距离上对敌电子设备实施干扰，因此能以较小的干扰功率取得良好的干扰效果。

（撰写：朱 松 审订：胡民才）

youdao zuli

诱导阻力 induced drag 伴随着机翼尾涡的出现而产生的阻力。低亚声速机翼，在产生正升力的情况下，下翼面的高压气流会绕过机翼翼尖(侧缘)而流向上翼面低压区，形成绕翼尖的旋涡。由于下翼面存在着流向翼尖的展向流动，而上翼面却存在着流向翼根的展向流动，因而当上下翼面气流在机翼后缘流过而汇合时，这一上下相反的展向流动将形成旋涡而从机翼后缘拖出。这种后缘旋涡与翼尖旋涡组成了机翼后面的尾涡面。这个尾涡面在机翼附近诱导出一个向下的速度，通常这个速度并不大，但它与来流速度合成而使合速度方向改变。合速度与来流速度的夹角称为下洗角。有下洗角后，使有效迎角减小。机翼上的合力因与合速度方向垂直，而在来流方向上存在一个分力(见图)。此分力必指向后方，称之为诱导阻力。所以低亚声速时诱导阻力即为旋涡阻力，也就是机翼后缘侧缘等拖出尾涡所产生的阻力。

超声速时，诱导阻力由波阻力和旋涡阻力两部分组成。按翼载荷分布来计算诱导阻力时，这两部分阻力是不易分开的(都是压差产生的阻力)。如果用动量定理来计算诱导阻力，则诱导阻力中波阻力和旋涡阻力可分别算得，而且可以见到超声速时旋涡阻力的表达式基本上与亚声速时旋涡阻力(诱导阻力)的表达式一样。采用亚声速前缘时，由于存在前缘吸力，使其诱导阻力较超声速前缘的诱导阻力为小。



诱导阻力

（撰写：陈晏清 审订：朱一锟）

yudu duoji

余度舵机 redundant flight control actuator 采用余度技术的一种液压舵机。图 1 所示为一个四余度的余度舵机，它是

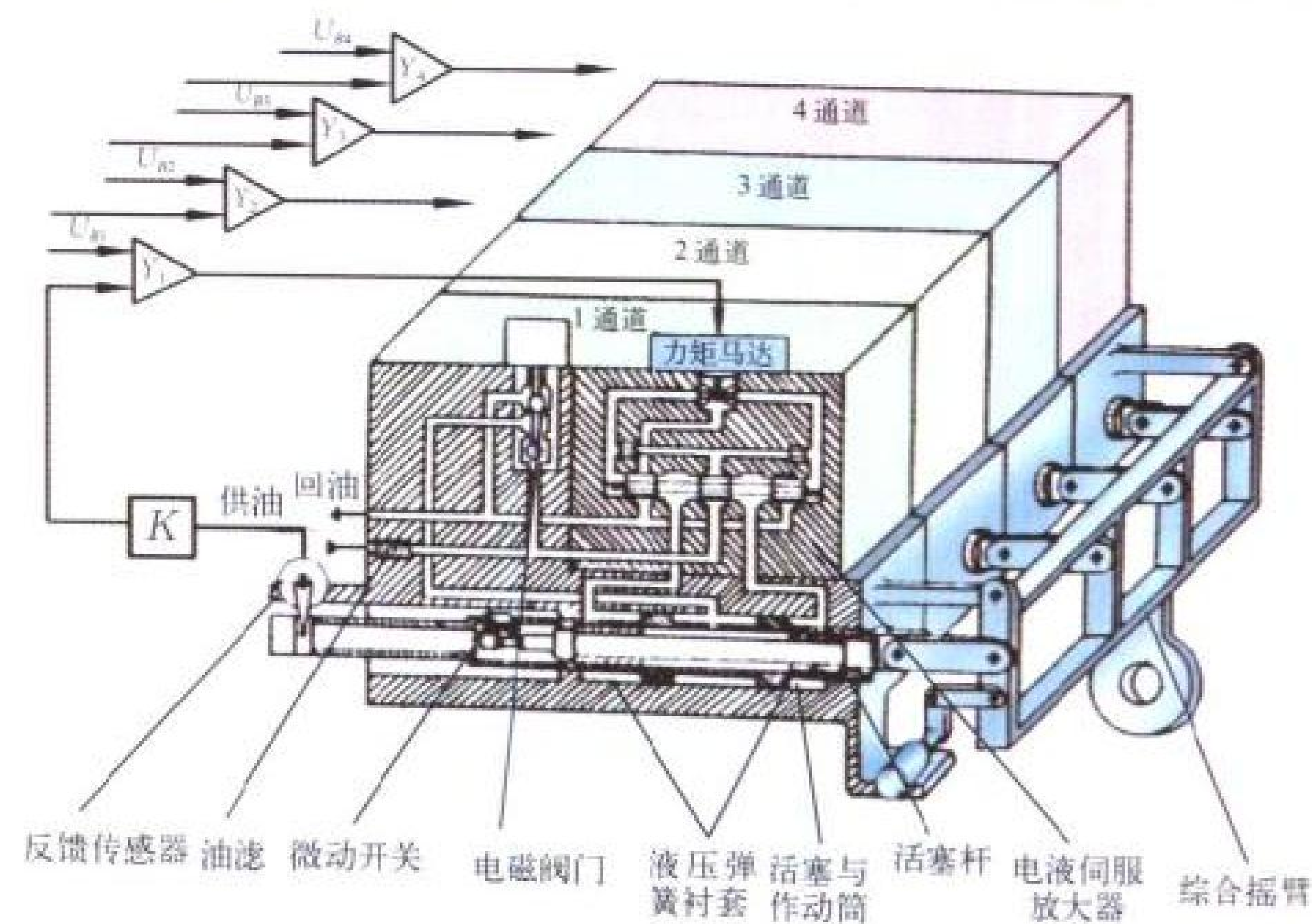


图 1 力综合式余度舵机

由 4 个完全相同的单舵机构成，每个通道都是由力矩马达、液压放大器、作动筒、反馈传感器组成。4 个舵机输出在一

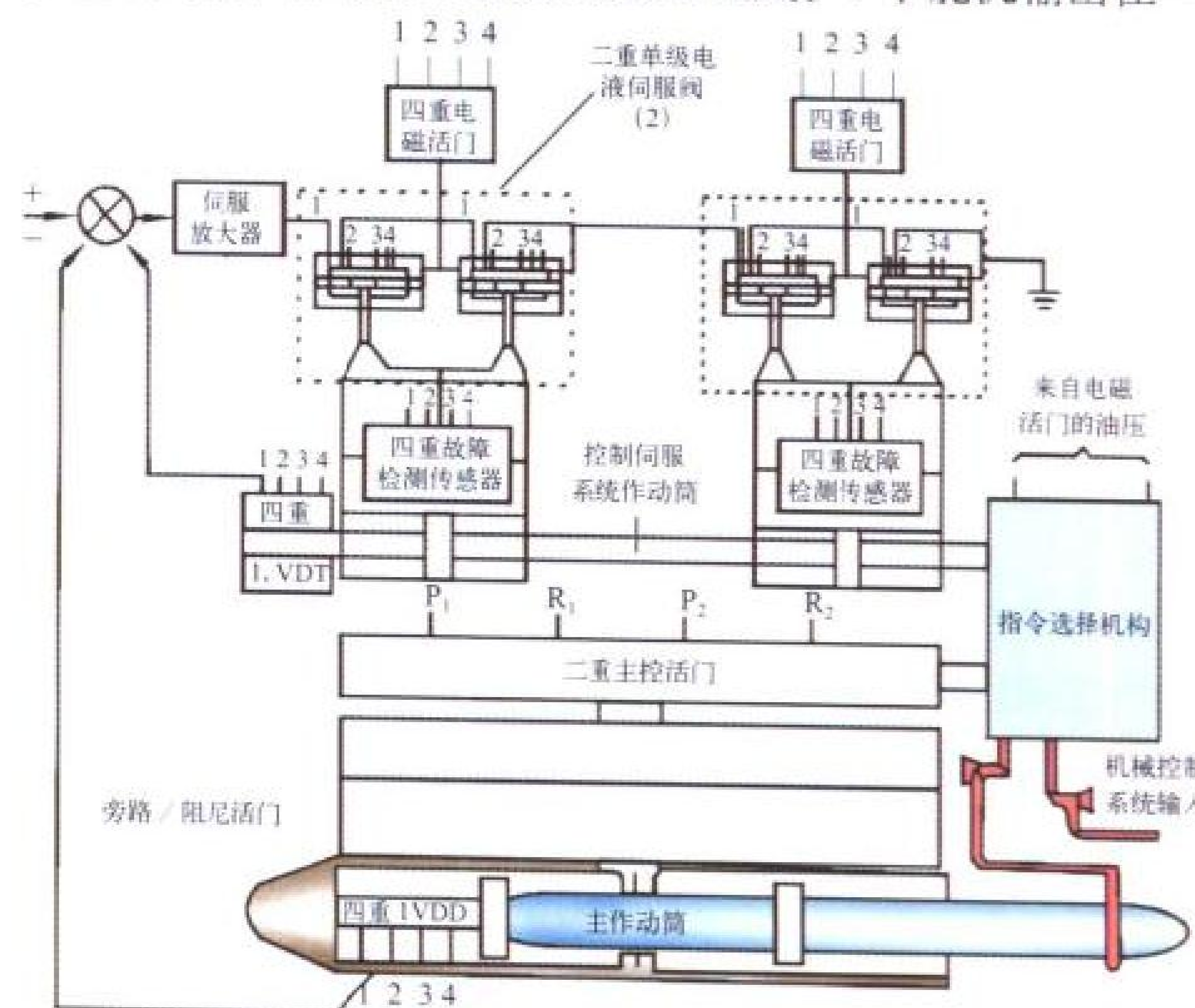


图 2 磁通综合式余度舵机示意图

P_1—系统供油；R_1—系统回油1；P_2—系统供油；R_2—系统回油 2

个综合摇臂上，故称力综合式余度舵机。这种余度舵机由于输出在同一综合轴上存在着力纷争，当某一舵机故障时这种力纷争会超过某一门限，由于采用了液压弹簧装置，活塞杆与活塞会脱离，通过微分开关接通电磁阀门使活塞两腔沟通，切除本通道。但力纷争未达到门限前因通道间差异存在的力纷争会影响余度舵机的性能，是这种舵机的缺点。图2是磁通综合式，它采用电气四余度液压两余度机械非余度的配置。这主要依据机械部件可靠性高，电气部件可靠性低的特点而采用的结构布局。力矩马达上采用4个独立线圈，每个线圈由不同的电通道指令控制，这种磁通综合的优点是允许伺服机构余度管理分为电故障监控和液压机械故障监控两部分，从而简化了设计，提高了可靠性。

（撰写：王占林　审订：杨燕生）

yudu feixing kongzhi xitong

余度飞行控制系统 redundant flight control system　又称多重飞行控制系统。由两个以上完全相同的分系统所构成的高可靠性飞行控制系统。若使电传飞行控制系统达到机械操纵系统的可靠性，必须采用余度技术。相同分系统数目，称为余度数。一般来说系统余度数越多，各分系统同时发生故障的概率越低，系统的失效概率越低，则系统的可靠性越高。但余度数过多，元部件数量增多，管理复杂，系统基本可靠性反而下降，而且重量、体积也相应增加。通常最常见的是二余度、三余度和四余度飞行控制系统。现代高性能军、民用飞机都广泛采用余度飞行控制系统。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

yudu gongdian

余度供电 redundant electrical power　并行使用两个或多个电源，正确、协调地完成同一供电任务的工作方式。余度供电提高了供电系统的任务可靠性，但要增加设备和增加成本；而且系统可靠性的增长率随备份通道的增加而减少。

（撰写：沈颂华 周全发　审订：杨燕生）

yudu shache xitong

余度刹车系统 redundant brake system　采用余度技术的刹车系统。引用余度技术可以增加系统的任务可靠度。常见的余度刹车系统分为两类：(1) 两余度、冷备份：分为正常刹车系统与备用刹车系统。正常情况下正常系统先投入工作，设有监控装置（或人工监控）。当正常系统发生故障时，自动（或人工）将其切断并转换到备用系统工作，刹车作用不变。(2) 两余度、热备份：分为1#刹车系统与2#刹车系统。正常情况下两个系统平行工作。当某一系统发生故障时，刹车作用将降低到 $1/(2N)$ 到 $1/2$ 之间（N 为刹车机轮数）。

（撰写：胡枫梧　审订：杨燕生）

yuqi xishu

余气系数 excess air coefficient　表明燃料氧化剂混合物的贫油程度的系数，即在燃烧过程中，实际使用的空气量与实际燃料消耗量和单位质量燃料完全燃烧所需的理论空气量乘积之比。余气系数 α 可表示为

$$\alpha = G_a / (G_f \cdot L)$$

式中 G_a 为实际空气消耗量（kg/s）；G_f 为实际燃料消耗量（kg/s）；L 为单位质量燃料完全燃烧所需理论空气量。

α 小于1为富油混合物；α 大于1为贫油混合物。这个系数在研究、描述、控制各种燃烧现象的发生、发展和消失的过程中，是必不可少的物理参数之一。它取决于燃烧室的进出口温度。当燃烧室进口温度不变时，出口温度（T_c）越高，要求燃料消耗量越大，α 值就越小。T_c 主要受涡轮叶片材料和冷却技术的限制。随着材料性能和冷却技术的进步，T_c 逐步增加，α 逐渐减小。世界上第一台燃气轮机的 T_c 只有 870 K，α 大于 5。推重比为 8 一级的涡轮风扇发动机的 T_c 已达 1600 K 左右，α 约为 2.8。20 世纪 90 年代发展的航空燃气涡轮发动机的 T_c 接近 2000 K，α 接近 2.2。

（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

yubei jichang

预备机场 alternate airfield　又称备用机场。供航空兵部队机动作战、临时使用或备降用的机场。通常是保留的旧机场，平时一般不驻扎航空兵部队，只驻守少量看守人员或非战斗单位，战时可能配属给航空兵部队使用。它平时也可以作为民航机场。（撰写：王立群　审订：姬永兴）

yudingwo

预定涡 prescribed vortex　在旋翼涡系模型中，预先规定其几何形状的尾迹涡线。通常基于烟流显示试验或水洞显示试验总结出叶尖涡或内部涡面几何形状的半经验公式，从而确定尾迹涡线在空间的位置。这样确定的预定涡几何形状较真实地反映了涡线的畸变。由预定涡构成的涡系，称为"预定涡系"；由预定涡构成的尾迹，称为"预定尾迹"。目前仅对悬停状态的旋翼能够确定较好的预定涡系。

（撰写：徐国华　审订：高 正）

yujingji

预警机 early warning aircraft　装有远程搜索雷达用于搜索和监视空中、地面或海上目标的军用飞机。预警机的作用相当于将雷达站放在高空，可以克服地面雷达站难于发现远距低空飞行目标的缺陷，增加雷达搜索的范围和距离。早期的预警机只能搜索监视中空、高空和海上目标，对于陆上低空飞行的目标探测能力较差。20 世纪 70 年代以后，美国、英国和苏联研制的新一代预警机采用了能够抑制地面杂波干扰的脉冲多普勒雷达，具备了探测陆地上低空和超低空飞行目标的能力。同时，机上还装有用于敌我识别、情报处理、指挥控制、通信导航和电子对抗的航空电子系统，使预警机不仅能及早截获和监视低空入侵的目标，而且还能引导和指挥己方战斗机进行拦截和攻击，成为空中预警指挥机。



美国 E-3 空中预警机

预警机多用续航能力强、载重量大的亚声速运输机改装而成，如美国的 E-3 预警机（见图）就是由波音 707 旅客机改装成的。在它的客舱内装有大量电子设备，机身上部装有一个蘑菇状的雷达天线罩（直径 9 m 多），内置预警雷达天线。

机上有 17 名工作人员。飞机能在 10000 m 高度上连续飞行 6 ~ 12 h，有效探测半径为 370 km，能同时识别和显示 600 个空中目标，引导 100 架战斗机进行拦截。

为了进一步提高预警机的性能，人们在 20 世纪 90 年代研制了采用相控阵雷达的预警机，这种预警机探测目标的能力、抗干扰性和可靠性更高。为提高对地面目标的搜索、监视能力，国外于 80 年代开始研制带有合成孔径雷达的预警机。海湾战争中，美国的 E-8 首次投入实战就取得了很好的效果。（撰写：王道荫　修订：赵群力　审订：任源博）

yujingji tongxin xitong

预警机通信系统　communication system for airborne early warning system　预警机中用来完成飞机内部、以及飞机内部和外部之间各种通信功能的一种航空电子系统。预警机通信系统一般由多部高频 (HF) 通信电台、甚高频 (VHF) 通信电台、超高频 (UHF) 通信电台、L 波段通信设备、机载移动卫星通信设备、数据传输链终端设备、话音和数据保密设备、机内通信系统、通信控制计算机以及各种收发天线等组成。其中机内通信系统可供飞行机组、任务机组以及机上指挥员等数十名机内成员之间进行机内通话，并允许操作员通过机内通信系统选择占用对外通信用的通信电台。所有通信电台覆盖了海陆空三军的战术通信频段。VHF、UHF、L 波段电台用于视距通信或中继通信，HF、卫通设备可用于超视距通信。通信控制计算机管理和监控通信系统的工作模式、工作状态、工作流程，设置和修改系统中各个设备的工作方式和工作参数，监控它们的工作状态，并根据整个飞机内部各个电子设备之间电磁兼容的原则对通信系统的射频工作频率进行统一的分配和管理。预警机通信系统具有频带覆盖宽、电台数目多、实现功能多、建立链路多、传输数据量大、战术保密和抗干扰要求高等特点。例如美国 E-3A 预警机的通信系统使用了 HF、VHF、UHF 频段通信电台共 30 余部，可以同时建立多条对外通信链路，传送方式有话音/数据、明话/密话、常规/抗干扰等等。E-3A 中采用了 TADIL-A (link11) 和 TADIL-C (link4A) 等数据链来传送数据，在某些机型中，加装了具有更大数据传输容量并具有直扩/跳频抗干扰功能的联合战术信息分配系统 (JTIDS) 终端。

（撰写：罗通俊　审订：许宗泽）

yu shengchanxing

预生产型　pre-production aircraft　军机研制时，依据国家航空产品定型委员会对军机设计定型的批复，在新机被批准生产定型前，预先生产的小批量架份的飞机。预生产型飞机用于供使用方试用及完成军机的生产定型。此阶段的主要工作内容包括：(1) 通过使用部门的试用，对新机在使用环境条件下的适应性作出考核和评价，对新机的性能、可靠性、维修性等进行考核，对发现的问题由研制方和使用方共商解决措施；(2) 用正规工艺装备小批量生产飞机，进行工装、零件鉴定和工艺鉴定，解决互换协调问题；(3) 按批生产要求调整和完善生产线，培训工人队伍，建立和完善批量生产的管理体系和制度；(4) 对生产实施全面的质量控制和监督，稳定和提高产品质量；(5) 完成生产定型所必需的各项试验；(6) 进行部件和全机疲劳寿命试验，完成产品定寿、延寿工作；(7) 由国家有关部门组织各工业部门进行新成品、新材料的生产定型和定点配套工作，稳定成品供应渠道。

（撰写：李　天　审订：郑作棣）

yuxian juwu zhunbei

预先机务准备　preliminary maintenance　飞机结束一日（夜）的飞行之后，或是领受预先号令（战斗命令）之后，为执行新的任务而预先实施的准备。要求必须完善可靠，以便在紧急情况下，不经过全面的直接机务准备，即可保证飞机起飞执行任务。主要内容有：(1) 进行飞行后检查；(2) 排除故障、缺陷；(3) 加添燃料、滑油、特种液体，灌充气体，补充弹药；(4) 进行擦洗、润滑等保养工作；(5) 根据飞行任务进行某些附加设备的准备工作。

（撰写：周德清　审订：姬永兴）

yuanwei weixiu

原位维修　on-equipment maintenance　航空装备的部件在其原安装位置上进行的维修。它是不分解的维修，视情维修的一种形式，包括保养、测试、检查、调整等。其特点是人力、物力和时间消耗少，不会引起由于拆装而引起的早期故障、部件或所在系统工作的不稳定或不协调，以及人为差错。



用测试车作飞机原位测试

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

yuanxing fadongji

原型发动机　prototype engine　简称原型机。在工程研制阶段按照发动机型号规范设计、制造、试验和鉴定的发动机。供定型用，其型号和技术状态是以前没有批准过的。按照有关规定，航空军用涡轮喷气和涡轮风扇发动机要经过飞行前规定试验和定型试验才能达到设计定型。所用原型机台数根据所装飞机和其他条件不同，少则一二十台，多则三四十台，个别达到六十多台。整机试验时数为一两万小时或更多。

（撰写：方昌德　审订：陈　光）

yuanxingji

原型机　prototype　在新机研制过程中按设计图样制造的第一批供试验和试飞的飞机或其他航空产品。在新机试制工厂内，原型机的批次通常定名为 00 批或 0 批。原型机的数量根据新机类别和研制需要来确定。全新研制的歼击机，原型机数量至少为 5～6 架，其中两架用于地面静力试验和疲劳试验，其余几架用于飞行试验。飞机的改型一般只要 1～2 架原型机。对原型机在试验和试飞中暴露出的设计中的不足之处要进行设计更改，使新机设计达到原定的设计指标和要求。原型机是否通过了试验和试飞，是军机达到设计定型和民机取得型号合格证的必要条件。民用飞机的原型机在完成预定任务后，经改装修复，往往以优惠的价格出售给先锋用户使用。除航空器以外，新研制的复杂的机载航空产品如发动机、雷达、导弹等，也要制造该产品的原型机进行试飞鉴定。

（撰写：李　天　郑作棣　审订：金允汶）

yuancheng feiji

远程飞机 long-range aircraft 航程很远的大型飞机。目前各国对远程飞机的确切标准尚不一致，不同种类的远程飞机其航程也不相同。民用远程飞机的航程在 7000 km 以上，如波音 747、MD-11、A340 等；远程轰炸机和远程军用运输机的航程在 7000 km 以上，通常还具有空中加油能力，如美国的 B-1、B-2、B-52、C-5A 等。

（撰写：赵群力 审订：顾诵芬）

yuancheng wuxiandian daohang xitong

远程无线电导航系统 long range radio navigation system (LORAN-C) 又称罗兰-C。低频脉相双曲线远程导航系统。罗兰-C 系统由罗兰-A 发展而来。系统包括地面上设置的 1 个主台，2～4 个副台组成的台链以及用户（船舶、飞机等）的接收设备。主、副台间的距离为 1100～1800 km，发射的峰值功率从几百千瓦到 4 MW，天线高度为 180～410 m，系统工作区域可达 2000 km，所以称为远程无线电导航系统，为船舶、飞机等提供导航服务。罗兰-C 是脉冲双曲线无线电定位系统，用户接收机接收并测量主、副台发射信号到达的时差，得到用户对主、副台的距离差，对应于一组双曲位置线。再测得另一个对主、副台的距离差，对应于另一组双曲位置线，见图 1 双曲线网络形式。求解两个距离差方程或两

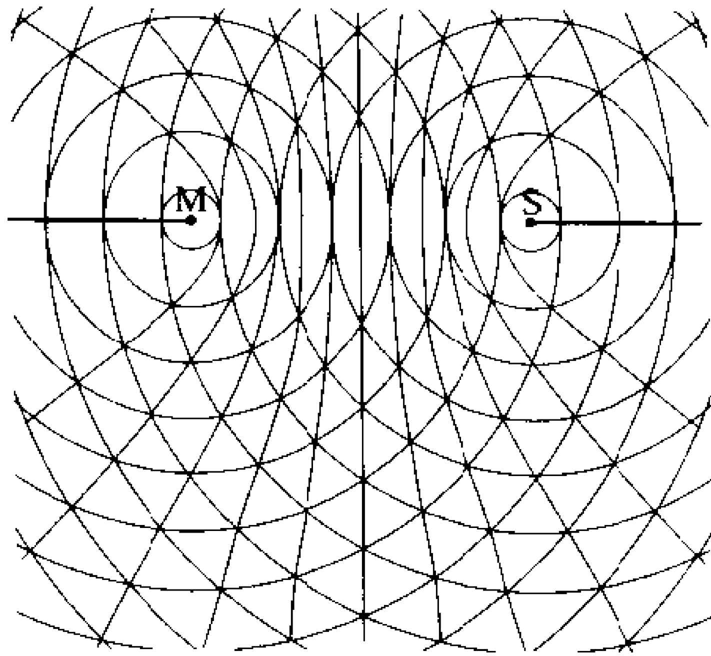


图 1 双曲线网络形式

M—主台 S—副台

组双曲位置线的交点，即可确定用户在地球上的位置。罗兰-C 的工作频率为 100 kHz，地波传播远达 2700 km，通过对脉冲载波第三周期过零点比相的方法测量距离差，可有效消除天波的干扰，定位精度为 200 m (2σ)。

图 2 是用户接收机接收到罗兰-C 主台 A，副台 B 和 C 的信号。由图可见，罗兰-C 台发射的是载波相位编码脉冲组。图中一条竖线表示一个脉冲，符号+表示载波相位为零，符号-表示载波相位为 180°。发射编码脉冲组，提高了平均功率，通过相关检测，可改善信杂比。主、副台采用不同相位编码脉冲以便于台站的识别。主台多发射一个脉冲

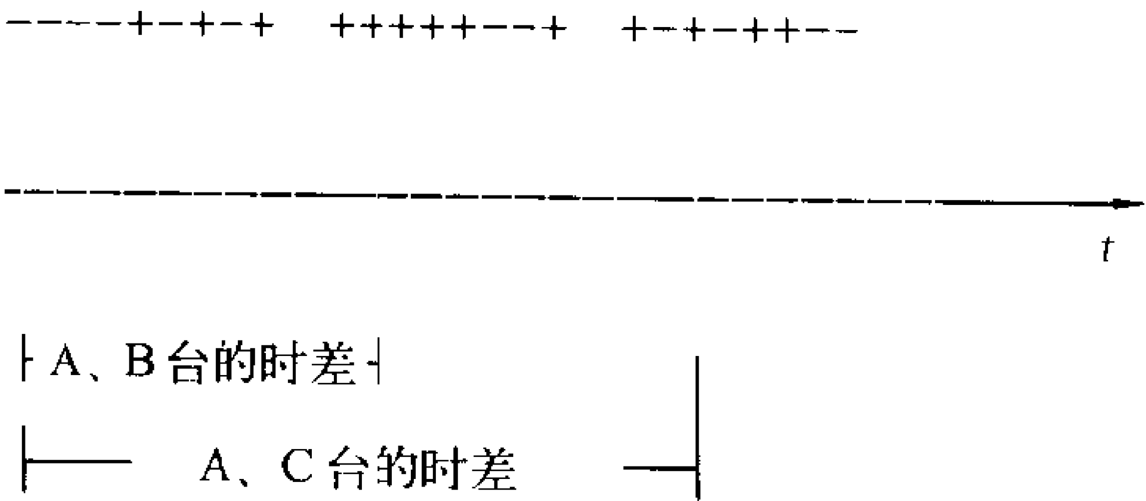


图 2 用户接收机接收的信号

使易于与副台区分。

20 世纪 80 年代，罗兰-C 采用固态器件和微处理器，减小了体积、重量，增强了功能和提高了可靠性。

（撰写：谈展中 审订：李四海）

yuanju jiashi feiji

远距驾驶飞机 remotely piloted vehicle (RPV) 又称遥控飞行器。见无人机系统。

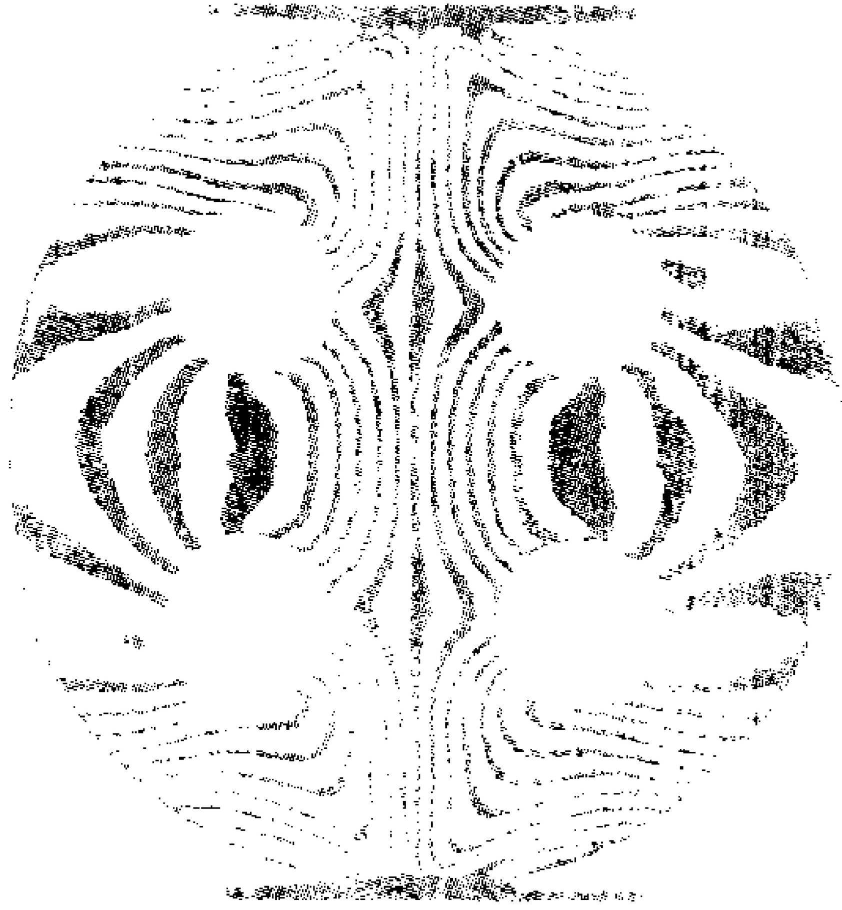
yundi gaodu

云底高度 ceiling 常指云底距观测站地面的垂直距离。在可见几层云的状态下，均要标出各层云的高度。测定云高的方法通常有目视估测云高、云幕灯测定云高、施放探空气球测定云高、用经验公式计算云高和飞机观测云高等方法。

（撰写：王吉昌 审订：薛顺来）

yunwenfa shiyan

云纹法试验 moire method 又称叠栅干涉法。一种直接获取位移信息的光测实验应力分析方法。栅片（试件栅）和栅板（参考栅）具有透光与不透光相间等距的栅线（2～50 线/mm）。将栅片牢固地粘贴在试件的测试部位上（或在试件表面直接制成），当试件受力变形时它随之变形；栅板叠附其上而保持不变形，于是它们的栅线便因几何干涉而产生条纹，即云纹。由于两栅之间的相对转角以及试件栅节距的变化和云纹现象存在着确定的几何关系，所以，根据云纹图可以确定物体上的位移与应变。它主要用于塑性变形与大应变的测量；较小的弹性变形不宜采用，灵敏度低。



云纹法试验

（撰写：张躬行 审订：何君毅）

yundongbing

运动病 motion sickness 人肌体暴露于运动环境或模拟运动环境中引起的生理变化，是以面色苍白、冷汗、恶心、呕吐等为主要特征的症候群。有海晕病、空晕病、模拟器病、航天病等。人体对运动病的易感性差异很大，不同类型运动病发生率各异，如民航旅客空晕病发病率不超过 10%，飞行学员空晕病发生率为 20%，航天病发病率为 25%～48%，模拟器病发病率为 10%～60%。运动病发生机理尚不清楚，一般认为前庭器官功能状态在运动病发生中起重要作用。目前多用“感觉不匹配”，或“感觉冲突”理论解释。预防措施有：(1) 抗运动病药物（有副作用，应慎重选用）；(2) 易感性预测选拔；(3)“脱敏”习服训练（预防效果达 98%）。

（撰写：于立身 审订：袁修干）

yundongfeiji

运动飞机 sport aircraft 用于航空运动的飞机。主要包括竞速飞机、特技飞机和动力滑翔机等，大多是轻型或超轻型飞机。竞速飞机大多使用限制气缸容量的活塞式发动机，飞

行航线有直线往返和三角航线。特技飞机主要用于飞机的特技飞行。动力滑翔机简单经济，也是一种常见的运动飞机。俄罗斯的苏-39是专门设计的高性能运动飞机。

（撰写：赵群力 审订：任源博）

yundong motai

运动模态 mode of motion 作对称定常直线飞行的飞机受到小扰动后的基元受扰运动状态的总称。飞机的小扰动运动方程一般是线性常系数微分方程组，这组方程的诸特征根中，每一个实根或一对共轭复根都对应于一个基元受扰运动，称为受扰运动的一个模态。从数学意义上说，模态特性是由与一个特征值（或一对复共轭特征值）对应的特征矢量来描述的。飞机的总受扰运动由各模态叠加而成。其中一个实根对应于一个非周期模态，而一对共轭复根则对应于一个周期模态。飞机典型的纵向扰动运动常有短周期模态、沉浮模态；横侧扰动运动则有滚转收敛模态、螺旋模态和荷兰滚模态等。模态特征量有：(1) 半衰时或倍幅时；(2) 周期或频率；(3) 在半衰时或倍幅时之内的振动次数。各模态的特性是分析飞机稳定性和操纵性问题的重要内容，也是评定飞机的飞行品质的主要依据。在飞机的飞行品质规范中对各模态的特性都有明确的规定和具体的要求。

（撰写：刘同仁 审订：肖业伦）

yundong niandu

运动粘度 kinematic viscosity 又称运动粘性系数。它等于动力粘性系数除以流体密度。它的量纲中只包含长度和时间，不包含质量，所以称为运动粘度，以别于动力粘性系数或动力粘度。参见粘性系数。

（撰写：张仲寅 审订：吕志咏）

yunshuji

运输机 transport aircraft 用于运输人员或货物的飞机。分民用和军用两大类。在民用飞机范围内，运输机是适航规章内一个特定的类别。国际通用的规章指定为起飞总重在8618 kg以上，或者载客超过19人的飞机。有些国家的适航当局规定，只要申请者自愿，起飞重量小于上述指标的飞机



中国的运8运输机

亦可按运输类飞机审定。民用运输机的设计必须在安全性上满足“运输类飞机适航标准”。军用运输机用于运送兵员及武器装备，按军用标准研制，参见军用运输机。

（撰写：程不时 修订：赵群力 审订：任源博）

yunshulei feiji

运输类飞机 transport category airplanes 我国适航标准CCAR－25部中所规定的飞机类别。不同于正常类、实用类、特技类和通勤类飞机，CCAR－25部并没有规定运输类飞机的最大审定起飞重量和座位设置数上限，也没有规定最大审定起飞重量和座位设置数的下限。但最大审定起飞重量大于8618 kg或座位设置数大于19座（不包括驾驶员）(CCAR－23部中通勤类飞机的最大审定起飞重量和最大座位设置数）的飞机必须按运输类飞机审定。而有些民航发达国家的适航当局（如欧洲的联合航空局）规定，只要申请人自愿，最大审定起飞重量等于或小于5700 kg的飞机也可按运输类飞机进行审定。鉴于世界各民航发达国家适航标准趋于一致化，无论是CCAR－25部，还是FAR 25部、JAR 25部，对运输类飞机的定义是一致的。条款的定性和定量要求亦基本一致。

（撰写：朱凤驭 审订：冯家澍）

yunshulei xuanyi hangkongqi

运输类旋翼航空器 transport category rotorcraft 我国适航标准CCAR－29部中所规定的旋翼航空器类别。运输类旋翼航空器按最大起飞重量和最大座位设置数共分为四类。四类运输类旋翼航空器应满足CCAR－29部中规定的不同要求。运输类旋翼航空器没有最小重量限制，然而由于一般类旋翼航空器的最大重量等于或小于2730 kg (6000 lb)，因此，CCAR－29部实际上适用于最大重量大于2730 kg的旋翼航空器。鉴于世界各民航发达国家适航标准趋于一致化，无论是CCAR－29部，还是FAR 29部、JAR 29部，对运输类旋翼航空器的定义是一致的。条款的定性和定量要求也基本一致。[注：1999年生效的FAR 27部第27-37号修正案已将一般类旋翼航空器的最大重量修正为等于或小于3185 kg (7000 lb)，并增加最大座位设置数等于或小于9座的限制，CCAR－27部和JAR 27部今后也将作相应修正。]

四类运输类旋翼航空器

序号	最大重量	最大座位设置数
1	大于9080 kg (20000 lb)	等于或大于10座
2		等于或小于9座
3	等于或小于9080 kg (20000 lb)	等于或大于10座
4		等于或小于9座

（撰写：朱凤驭 审订：冯家澍）

yunshuxing

运输性 transportability 装备便于通过适用的运输工具来运输的固有能力，是装备的一种保障设计特性。运输性是实施经济、及时、有效的运输的基础，在新研装备的规划设计中应加以重视。确定适用的运输方式能及时有效地移动装备，因而可获得较高的装备使用可用性和较低的寿命周期费用。影响装备运输性的主要因素有运输物理参数（尺寸、重量和重心）、运输动力学参数（冲击加速度、振动、挠曲、表面负荷、紧固及泄漏等）、运输环境参数（温度、压力、湿度、射线、静电及安全等）和战时抢救的牵引特性以及对有毒物品和危险品运输的要求等。在确定运输性设计要求时，应全面考虑可用的适用运输力量、装备部署和／或转场计划与进度，以及装备运输对部队战略机动的影响。

（撰写：侯志刚 审订：王立群）

yunshu zhishengji

运输直升机 transport helicopter 用来运输人员及物资的



CH-47 运输直升机

直升机。其中专门运送旅客的称为旅客直升机。

这类直升机的主要特点是在机身内有较大的客(货)舱容积，并开有较大的机舱门，以供装卸货物和人员进出。大型运输直升机一般均开有后舱门，车辆及大尺寸货物可由此直接进出。此外，这类直升机一般都有外部吊挂点，可以在外部吊挂货物，或者用以执行起重任务。旅客直升机的客舱一般均按民航客机的要求设计，保证旅客舒适。

(撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨惠琴)

yunzhan qidong

运转起动　running start　为检查起动机离合器的再啮合能力，当模拟起动的负载减速至略低于离合器重新啮合的转速时，起动机再次起动的过程。

(撰写：李志广　审订：陈　光)



zaici chudong jiwu zhunbei

再次出动机务准备 turnaround maintenance 为保证飞机连续出动，在着陆后再次出动前的短时间内实施的准备工作。主要特点是时间短促，任务紧迫，检查、通电、加油、充氧、装退弹和装载货物等各项工作穿插交错，人员、车辆活动频繁。战时缩短飞机再次出动准备时间，有利于增加飞机出动架次，提高部队作战能力。主要准备内容有：(1)进行



再次出动机务准备现场

再次飞行前检查，排除故障；(2)补充燃料、滑油、特种液体和气体；(3)根据下次飞行任务安装(拆卸)附件设备；(4)根据下次飞行任务装挂弹药、装载货物。

（撰写：周德清 审订：姬永兴）

zaidanliang

载弹量 carrying ability, load-carrying capability 飞机一次战斗起飞所能携带炸弹(或其他弹药)的最大重量，是作战飞机的重要战术技术指标。（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zaihe

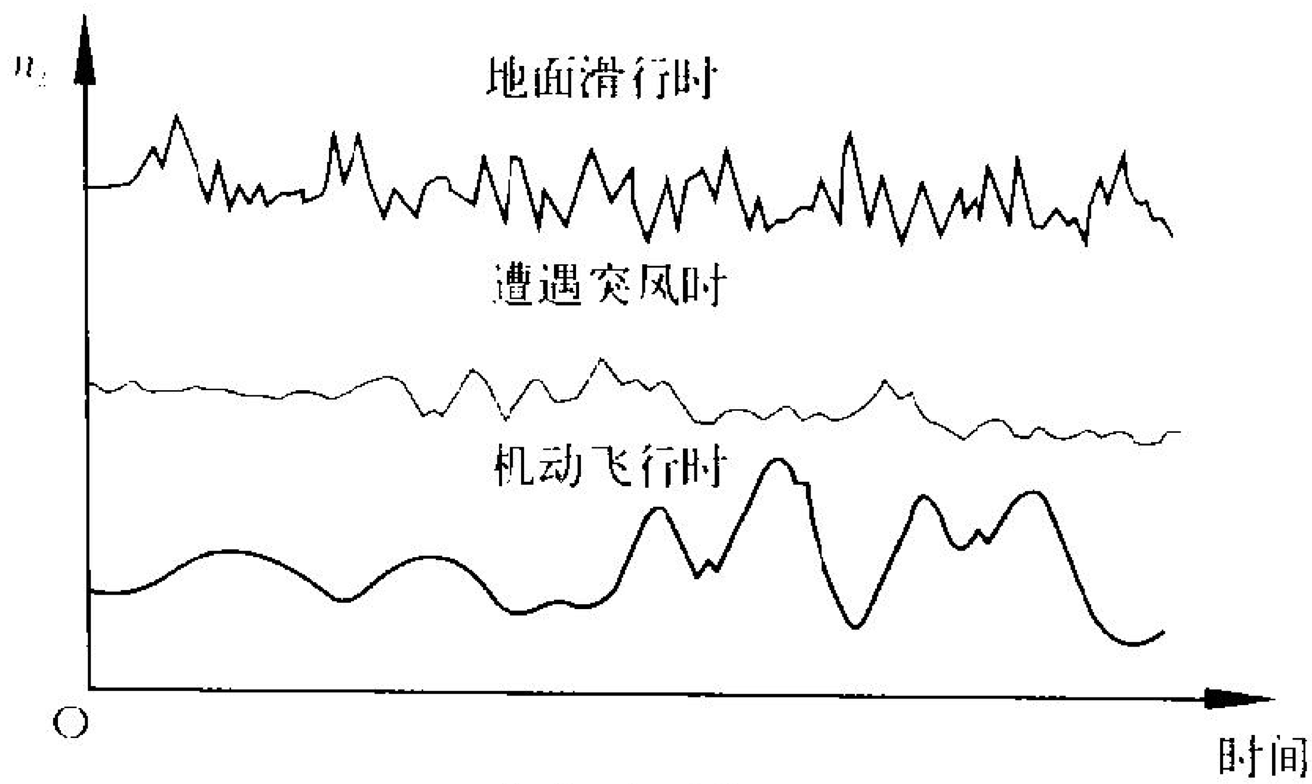
载荷 load 结构工作时所承受的各种外力和其他负载。对飞机结构而言，载荷类型主要有气动力、惯性力、发动机传来的力、不稳定的气流作用力；着陆、滑行时，地面、水面的作用力以及停机时自重产生的力，高速飞行时空气摩擦气动加热、发动机传来的温度场以及噪声、潮湿等能引起飞机结构内力的外部因素均可视为载荷。凡由外部作用于结构或结构运动产生的力称机械载荷；而由不均匀温度场引起应力称温度载荷。从力学研究的角度来说，机械载荷可分为动载荷与静载荷，前者必须考虑结构因振动而产生的惯性力与阻尼力。（撰写：何君毅 审订：郦正能）

zaihe dengjishu

载荷等级数 load classification number (LCN) 表示机场跑道等路面承载能力(不产生裂纹或永久变形)的分级数(参见跑道载荷数)。（撰写：航 科 审订：何君毅）

zaihe licheng

载荷历程 load-time histories 又称载荷时间历程。飞机在使用中所受载荷随时间的变化过程。它是编制使用载荷谱的原始依据。



三种载荷时间历程图

图中给出的三条曲线，分别为飞机在地面滑行、空中机动飞行和遭遇突风情况时实测的载荷时间历程。

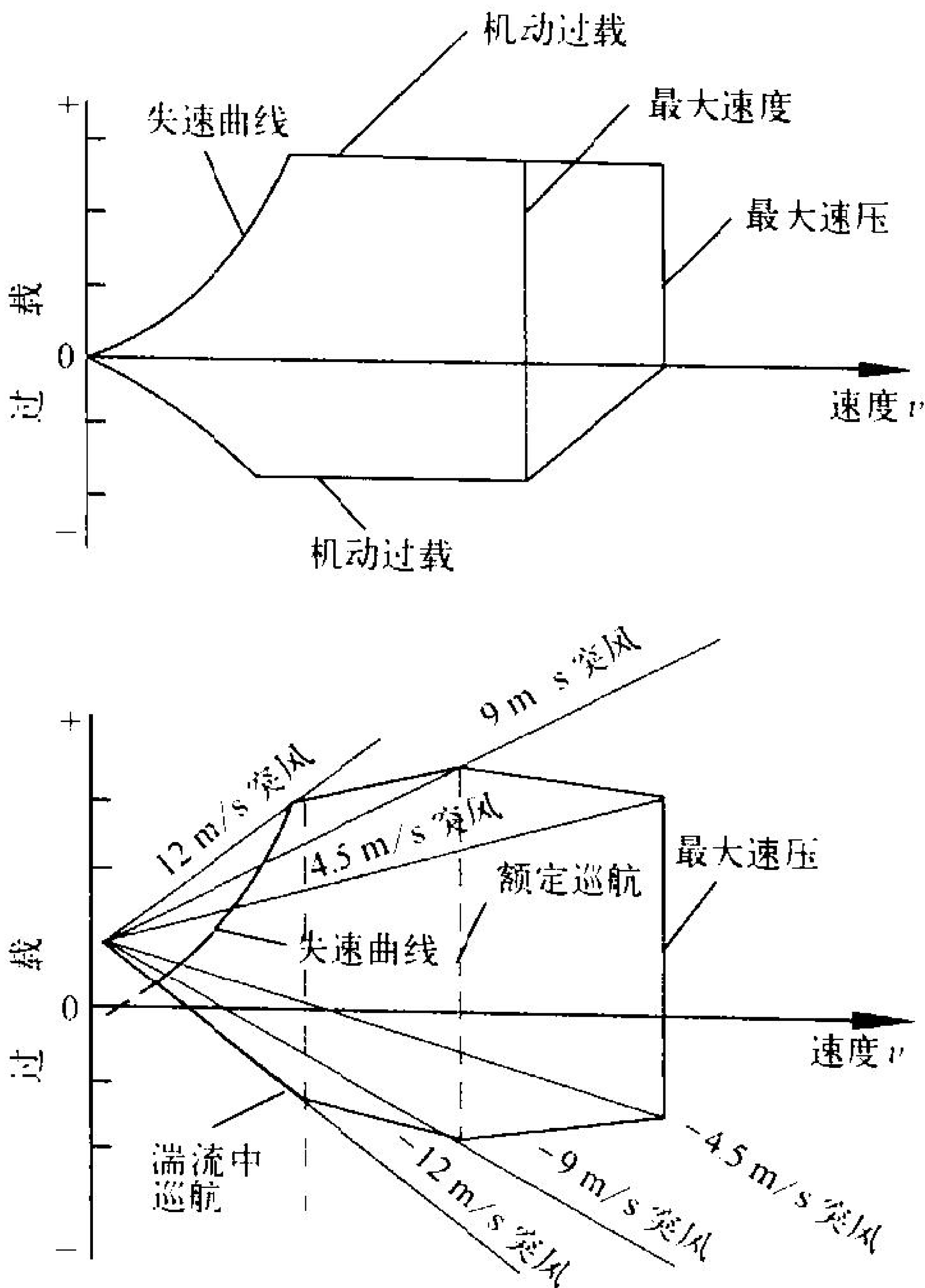
（撰写：航 科 审订：何君毅）

zaihepu

载荷谱 load spectrum 见疲劳载荷谱。

zaihe qingkuang

载荷情况 loading conditions 又称载荷条件。飞行器在空中和地面运行以及运输和装卸过程中，结构所承受的典型的外力情况。它是将实际的严重受载状态经简化和理想化后在强度规范中加以规定的。这些载荷情况对飞行器整体或对飞行器的某一局部会造成破坏，所以是结构静强度设计的重要依据。载荷情况包含载荷的大小和载荷的分布。载荷的大小由全机重量、载荷因数(过载)和安全系数决定。载荷的分布



飞行载荷情况示例

包括空气动力、地面反力、惯性力、重力和发动机推力等的分布。空气动力分布与飞行速度、外形和飞行姿态有关。由于载荷分布不同，对于某些结构部分有时较小的载荷可能比较大的载荷更为危险，因此在确定载荷情况时必须综合考虑载荷的大小和分布两方面的影响。对于不同类型的飞行器，各种载荷因数和载荷分布由强度规范规定（或根据飞行器的飞行轨迹、飞行品质、控制和液压系统特性分析、风洞试验、飞行实测数据等确定）。飞行器结构在使用中可能遇到的载荷主要有：(1) 飞行器在大气中作机动飞行时所受到的空气动力载荷；(2) 大气中的水平突风和垂直突风引起的载荷；(3) 来自推进系统的载荷；(4) 重力和飞行器作机动飞行时的惯性力；(5) 在着陆或水面溅落时受到的冲击载荷；(6) 在大气层中高速飞行时产生的气动加热温度载荷和在太空中飞行时不均匀辐射引起的温度载荷；(7) 飞鸟和陨石等外来物的撞击载荷；(8) 失事情况的非正常载荷。选定载荷情况时只考虑这些载荷的最大值，而在载荷谱中考虑它们的反复作用。

（撰写：龚尧南　审订：何君毅）

zaihe yinshubiao

载荷因数表　accelerometer　又称加速度表。测量飞机竖轴方向加速度的仪表。飞机飞行中，升力 Y 与重力 W 之比称做飞机的载荷因数 n，它可表征飞机结构受力的情况。常用的载荷因数表由敏感质量、弹簧、传动放大机构、指针和刻度盘等组成。敏感轴方向与两平行转轴所在的平面相垂直。敏感质量在敏感轴方向加速度的作用下所产生的惯性力与弹簧的反作用力相平衡，使指针转过一定的角度以指示加速度的数值。补偿齿轮的作用是防止沿与敏感轴相垂直的方向的加速度（侧向加速度）引起指针转动。在飞机上安装时，加速度表的敏感轴方向与竖轴方向一致。水平直线飞行时，指针指示为 1 。竖轴方向的加速度与竖轴正方向同相时，指示为正；反之则为负。载荷因数表除能指示瞬时加速度外，还附加有能记录每次飞行中所遇到的最大加速度值的机构。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

zaiji yundong buchang

载机运动补偿　aircraft motion compensation　在具有下视动目标检测能力的机载雷达中，对雷达天线指向变化引起的主瓣地杂波中心频率偏移以及载机运动产生的地杂波展宽进行补偿。由于它与运动目标和地物之间存在相对运动，因此其地杂波与静止平台（地面平台）的地杂波有很大差别，主要表现为由天线主瓣产生的主瓣地杂波宽度变得很宽，出现许多旁瓣地杂波，其中心频率位置也随天线指向变化发生改变。如果运动目标回波频谱被偏移的主瓣杂波或因展宽而引起的旁瓣杂波淹没，其信杂比很低，无法采用动目标指示（MTI）技术检测出运动目标，必须进行载机运动补偿。补偿的方法一般采用主杂波跟踪技术，将主杂波跟踪获得的载机雷达相对地物的多普勒频率信号与接收机的中频输出信号进行下变频，从而实现载机运动补偿。在机载合成孔径（SAR）雷达中，由于飞机姿态以及运动速度随机地发生变化，因而引起 SAR 回波信号多普勒参数变化，包括 SAR 多普勒中心频率以及多普勒调频率的变化，多普勒中心频率的变化将会引起 SAR 图像偏移，多普勒调频率的变化将会引起图像模糊，因此必须进行载机运动补偿，可以通过设计精确的惯导系统以及现代信号处理方法实现。

（撰写：周荫清　审订：金德琨）

zairen lixinji

载人离心机　human centrifuge　模拟飞行器机动飞行时产生加速度的航空航天医学研究设备。由电动机、旋转轴、臂架、吊舱及控制台构成。吊舱可模拟飞行器座舱，有的舱内的气压、温度可按需要调节。被试者的心电、呼吸、耳脉搏等信息可经旋转轴中的导线传送至观察室并可连续记录和监护。吊舱内安装有摄像机，试验时可观察被试者的表情并录像。如遇紧急情况，试验人员和被试者均可启动应急制动装置。由于高性能战斗机过载引起的空中意识丧失严重威胁着飞行安全，各国都十分重视驾驶员的离心机训练，并取得了明显的效果。载人离心机主要用于：(1) 加速度生理学研究，观察加速度对人体影响；(2) 抗荷装备的性能鉴定；(3) 飞行人员加速度耐力的评定和选拔；(4) 加速度生理训练。

（撰写：陆惠良　审订：袁修干）

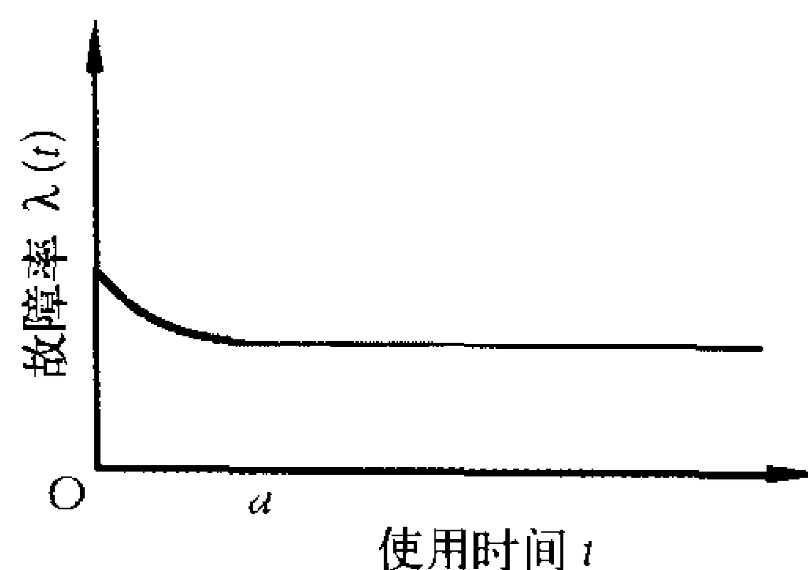
zanchongshi fengdong

暂冲式风洞　intermittent type wind tunnel　又称间歇式风洞。用有限体积气源给风洞供气，作有限时间（几十秒至几分钟）运行的风洞，一般为高速风洞。按产生压力比的方式不同可分为：吹气式、吸气式、引射式、吹—吸式和吹—引式等类型，以吹气式为最多见。它较连续式风洞结构简单，所需的动力设备的功率较相同试验段尺寸和马赫数的连续式风洞小很多，因此，其造价也比同类尺寸的连续式风洞低得多。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

zaoqi guzhangqi

早期故障期　infant mortality period　又称早期失效期。产品瞬时故障率 $\lambda(t)$ 较高且随使用时间的增加而迅速下降的产品使用初期（见图）。具有这种故障率特征的故障称为早期故障。产生早期故障的主要原因是设计和（或）制造或修理工艺上有缺陷，如材料有缺陷、装配不磨合、产品内部不够干净等。降低早期故障率的主要方法有老炼、筛选、磨合等。



早期故障期示意图

区间 Oa 是早期故障期

预防性维修对之无效。并非所有刚出厂投入使用的产品都会有早期故障期。一般，机械产品会有早期故障期；未经环境应力筛选的电子产品也可能有，而经过环境应力筛选的电子产品有可能没有早期故障期。

（撰写：王立群　审订：耿荣生）

zaosheng tiaozhi yinxin

噪声调制引信　noise modulation fuze　用随机噪声信号探测目标的一种雷达引信。这种引信的发射源，可以是具有一定功率的高频噪声源，也可用低频噪声或低频噪声与周期信号组合对高频载波进行幅度或频率调制的信号源。随机噪声信号具有与 δ 函数相似的相关特性和“图钉”形模糊函数的理想特性。引信利用这种信号，可以获得较高的速度和距离

分辨能力，以及不模糊的距离截止特性，具有良好的抗背景干扰能力；同时，由于该信号的随机性及其相关特性，使引信具有良好的电子对抗能力。

根据对随机噪声信号的相关处理方式不同，噪声调制引信的信号处理方法主要有三种，即相关法、反相关法和频谱比较法。

相关法：利用发射的随机噪声信号与目标的回波信号相乘、积分、平均处理而得的相关特性，探测目标的距离和速度信息，并按预定要求启动引信执行级、引爆战斗部。有时也可在中频或低频信号处理中应用相关原理。这种引信只适用于作用距离较近和弹—目相对速度不大的导弹中。该引信要求收发隔离度高，以防止发射信号漏入接收机而影响接收机工作。此外，在作用距离较大时，微波延迟线的实现也比较困难。

反相关法：将发射的随机信号与目标反射的回波信号进行反相关处理后获得距离截止特性。这种引信在很大程度上消除了发射机泄漏信号对接收机工作的影响。

频谱比较法：用目标反射的回波信号与发射的部分随机噪声信号差频，取出相关频谱和不相关频谱进行比较来获取目标信息，并在满足预定条件时使引信启动。这种引信有较好的距离截止特性。（撰写：李元级 审订：王祖典）

zengsheng zhuangzhi

增升装置 high lift device 机翼上用来改善气流状况，以增加升力的活动面。具有能够改善飞机起飞、着陆或机动飞行性能的作用。飞机的增升装置主要由各种机翼的前、后缘襟翼组成。增升装置可按照增加机翼升力原理的不同，分为气动力增升装置和动力增升装置两大类。

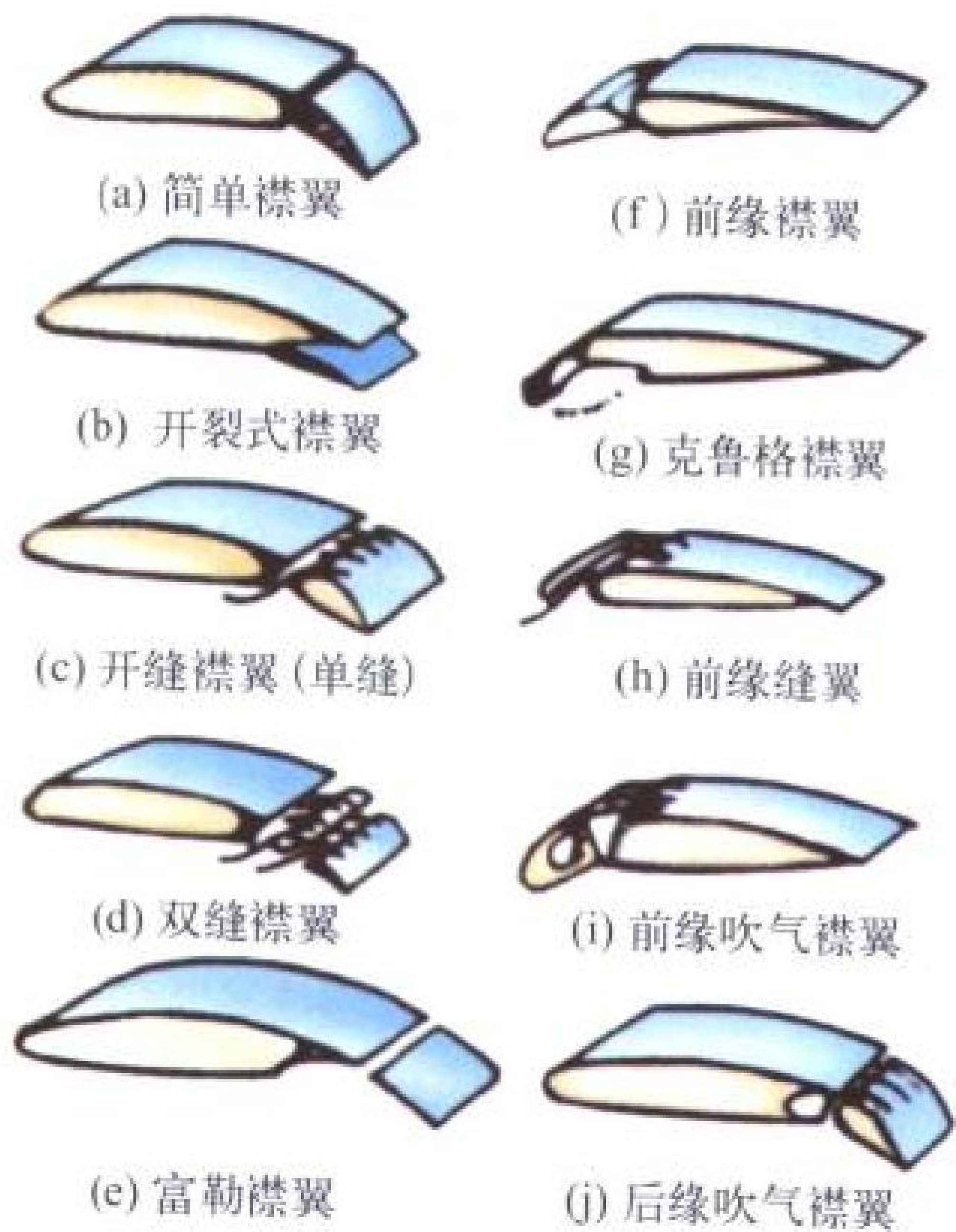


图 1 各种形式的气动力增升装置

气动力增升装置通过增加机翼弯度、增大机翼面积和延迟气流分离的方法增加机翼升力。包括简单襟翼、开裂式襟翼（襟片）、开缝襟翼（单、双和多缝襟翼）、富勒襟翼、前缘襟翼（简单前缘襟翼和克鲁格襟翼）、前缘缝翼、边界层吹除或吸入襟翼（吹气襟翼包括前缘边界层吹除和后缘边界层吹除）等。在飞机设计中通常采用上述各种襟翼中不同的组合形式组成的增升装置。

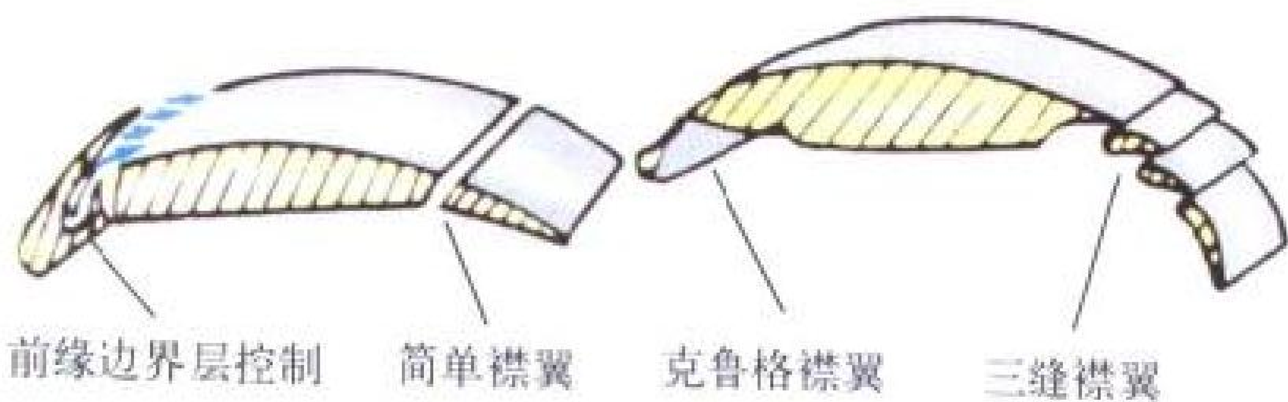


图 2 飞机上应用的增升装置

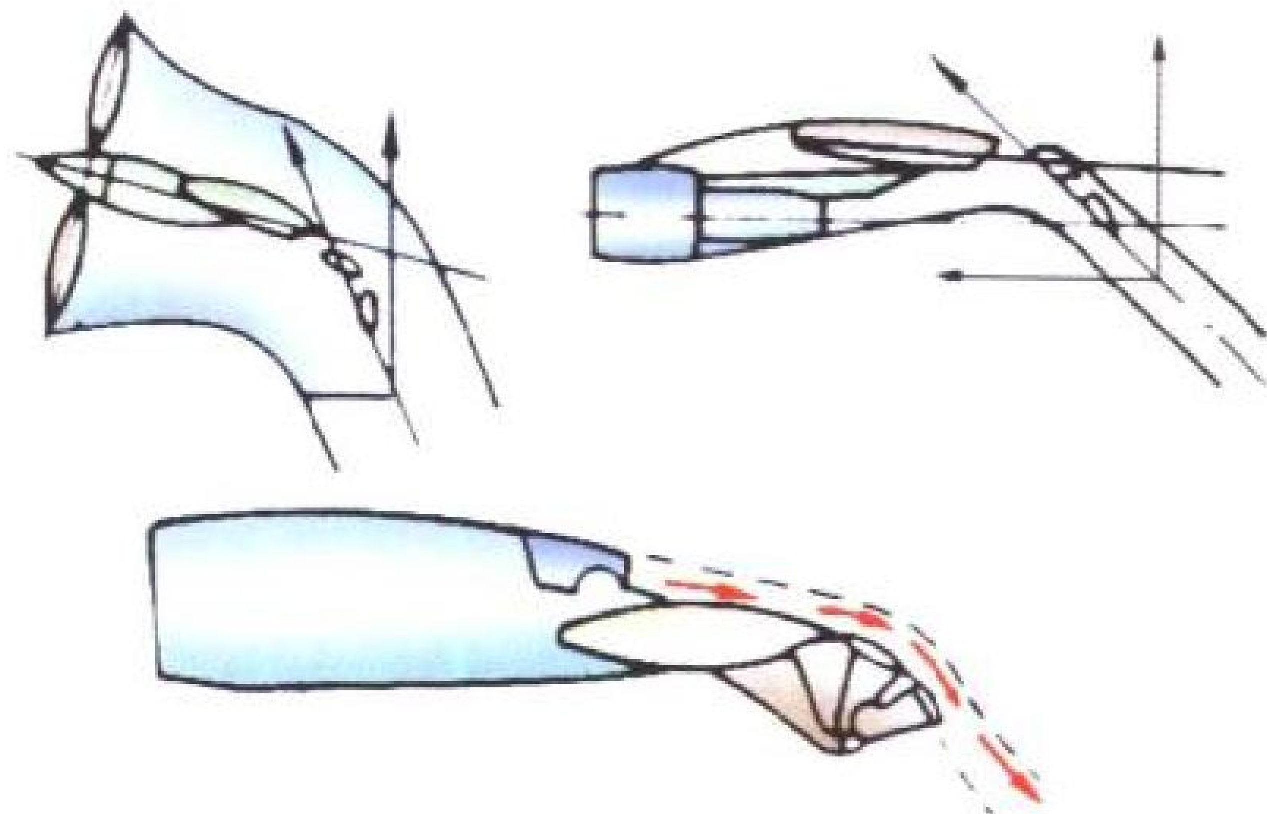


图 3 偏转滑流和喷流的动力增升

动力增升装置的增升原理是让发动机喷流或螺旋桨后的滑流流过机翼，利用偏转后缘襟翼的方法使高速气流向下偏折，从而增大机翼升力。这种增升方法虽然是通过机翼实现的，但实质上是利用了发动机的推力转向，得到了附加升力。喷流偏转又分为上翼面偏转和下翼面偏转。

（撰写：林振申 冯元生 修订：赵秀丽 审订：任源博）

zengwen xitong

增稳系统 stability augmentation system 在不可逆助力操纵系统中安装飞机人工稳定装置，由（速率）阻尼器和（过载）稳定器组成的系统，原理如图 1 。飞机高空高速飞行时，阻尼迅速减小，稳定性变差，飞机很容易产生俯仰振荡和侧向振荡（又称为飘摆），驾驶员操纵飞机变得困难。为提高飞行品质，在机械操纵系统之上发展了增稳系统。

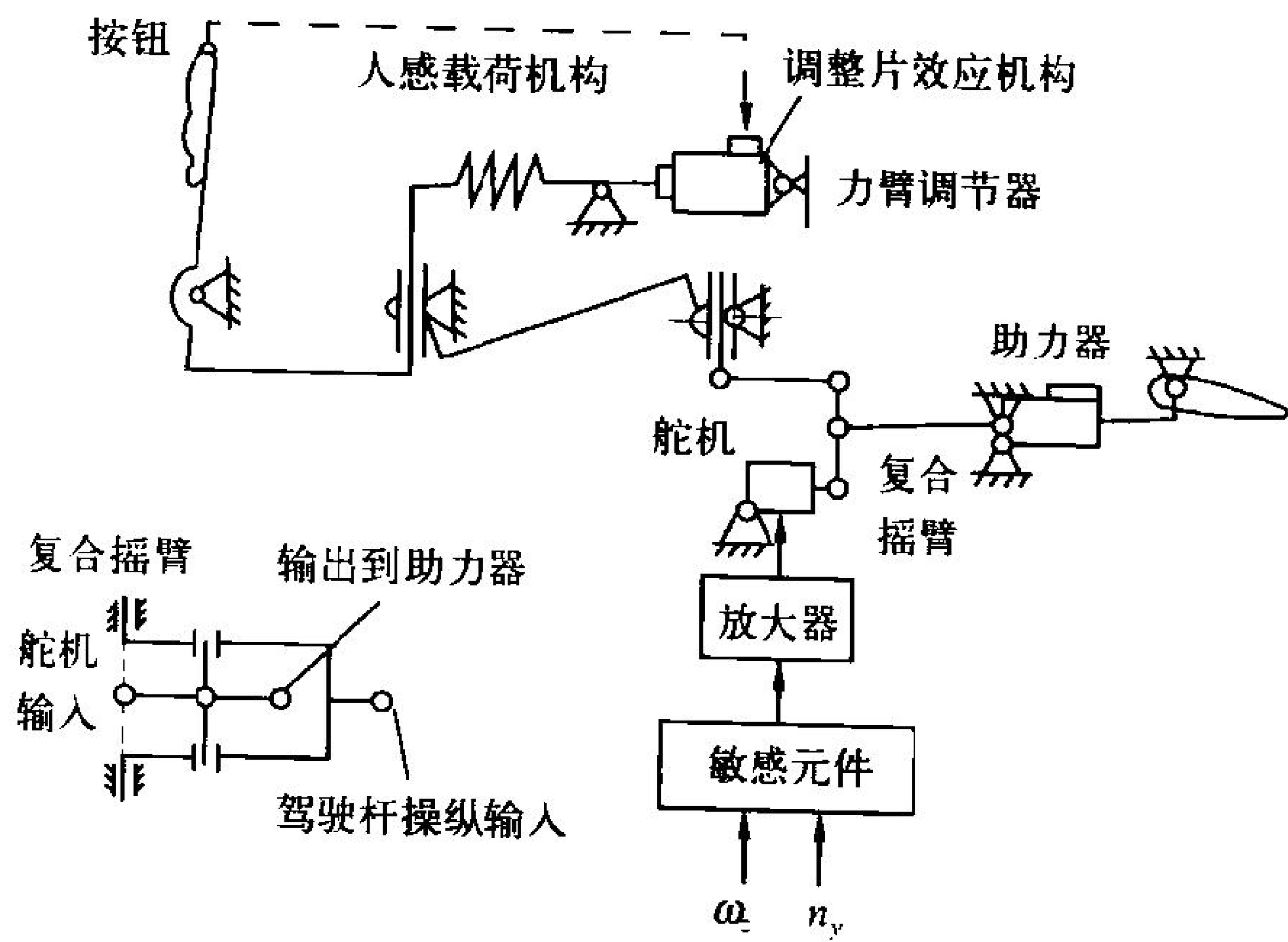


图 1 增稳系统原理图

增稳装置由敏感元件（速率陀螺、加速度计）、放大器、舵机组成，通过复合摇臂与助力器使飞机构成一个带有负反馈回路的闭环系统，如图 2 所示。当飞机受到扰动，敏感元件将外界信号转变为反馈电信号，驱动舵机、助力器、舵面，以抵抗外界干扰，达到增稳的目的。但加装了增稳装置后，驾驶员快速操纵时会因增稳回路引起舵面反向偏转，因此，在一定程度上削弱了飞机的操纵性。故而增稳系统具有一定的操纵权限。按飞机三轴操纵系统，增稳系

统分为纵向增稳系统、横向增稳系统和航向增稳系统。

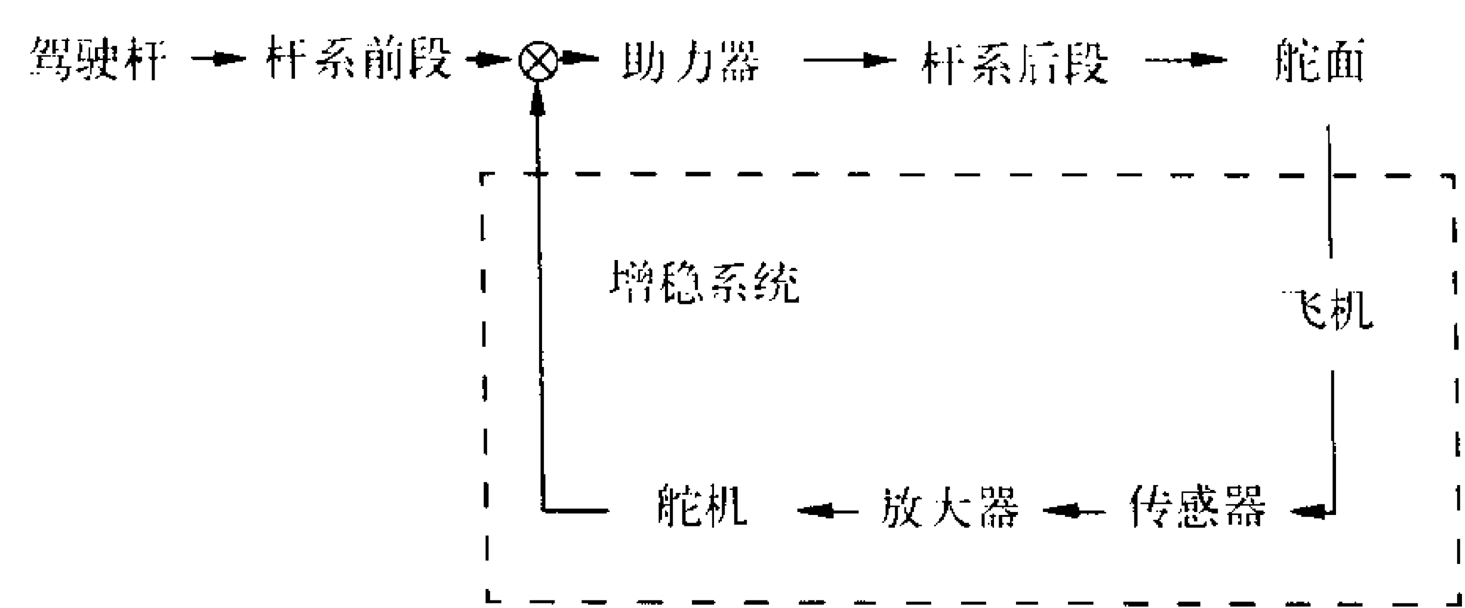


图 2 增稳系统组成框图

（撰写：于黎明 审订：王占林）

zengyabeng

增压泵 booster pump 又称低压泵。航空器燃油系统中用于提高高压燃油泵进口压力的一级泵。它的作用是使高压燃油泵不产生气穴现象，从而提高效率，稳定出口压力。常用作增压泵的有离心泵、旋板泵和齿轮泵。

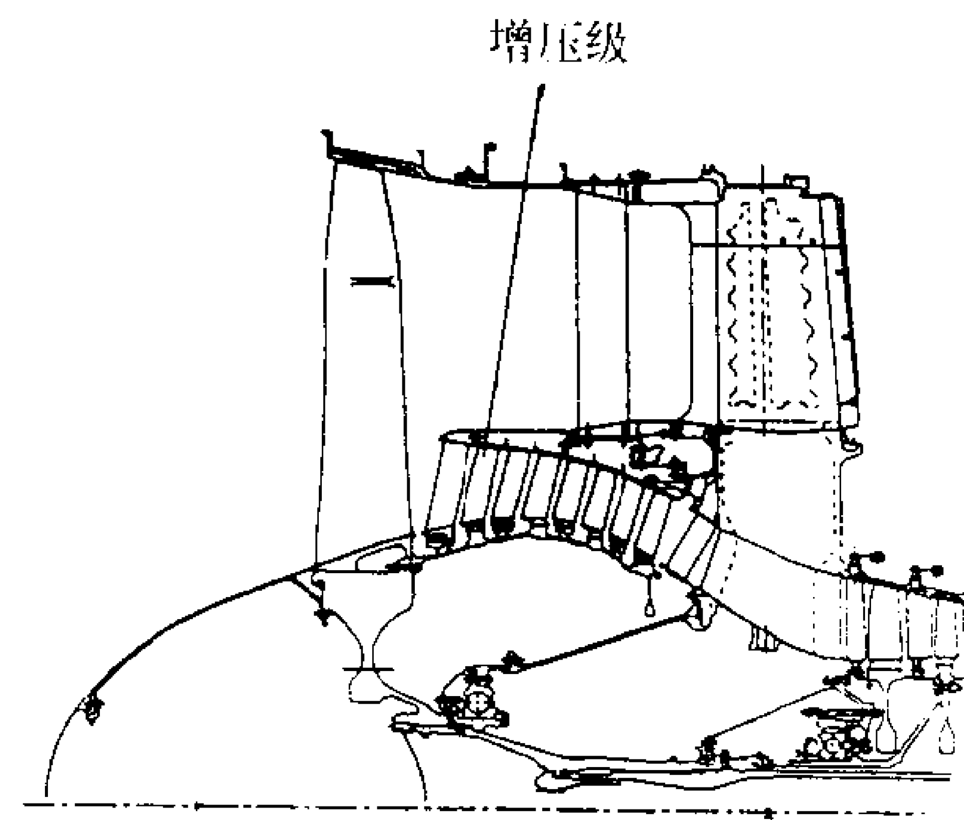
（撰写：孟庆明 审订：王洪铭）

zengya fengdong

增压风洞 pressurized wind tunnel 试验前用人工方法使风洞中气体的压力处于高于标准状态下压力的风洞，是高雷诺数风洞的一种，一般使风洞气体增压到 $3\times10^5\sim100\times10^5$ Pa。增压风洞可以是低速风洞，也可以是跨、超声速风洞。增压的目的主要是为了获得较高的雷诺数。因为在温度保持不变的条件下，气体的压力和密度成正比，即压力和雷诺数成正比。风洞试验段气体压力增加几倍，则试验雷诺数增加几倍。这类风洞要求配备提供气体增压的动力系统及其压力调节系统，还要求洞体密封。此外，洞体结构应按"压力容器"标准设计。（撰写：范洁川 审订：吕志咏）

zengyaji

增压级 booster stage 又称中间级。位于高涵道比涡轮风扇发动机的风扇和高压压气机之间的压气机。增压级可以是单级或多级，一般与风扇共同由低压涡轮带动，其功用是将



增压级

风扇后的内涵部分气流进一步增压以提高高压压气机入口处的压力，从而提高发动机的总增压比和内涵空气流量。其流路承前启后，一般呈"鹅脖"形，其转子叶片和静子叶片一般采用正交叶片。为改善高、低压压气机在过渡状态的匹配，增压级后均设有放气口。

（撰写：李志广 审订：陈矛章）

zengya zuocang

增压座舱 pressurized cabin 又称气密舱。飞行器内不和外界大气直接相通，但在高空飞行中保持一定压力、温度和湿度，以保证机组和旅客正常工作和生活的舱段。舱内压强由自动调节的压力调节器控制，高于相应飞行高度上的大气压力。其差值称为剩余压力，最大值一般为 $(2.45\sim5.88)\times10^4$ Pa。舱内温度由自动调节器控制，一般为 15 ~ 20 ℃。为了保证舱内的气密性，通常在门、窗、座舱盖等活动部分用橡胶垫、橡胶管密封；在固定结构部分，采用气密连接和干涉铆接等工艺措施。增压座舱于 1937 年前后在试验机上采用，20 世纪 40 年代后广泛使用。

（撰写：冯元生 修订：赵秀丽 审订：任源博）

zhanxuanbi

展弦比 aspect ratio 翼展的平方与机翼面积之比。其数值用 $A=b^2/S$ 表示，其中 b 为翼展，S 为机翼面积，A 为展弦比。通常从字面上理解，展弦比应是翼展与平均翼弦长度之比。因相当多的机翼平面形状较复杂，平均弦长不易计算，故使用上述定义。（撰写：何庆芝 审订：任源博）

zhankong xishu

占空系数 duty factor, duty ratio, duty cycle 又称占空比。雷达发射脉冲宽度与脉冲重复周期的比值，即脉冲宽度与脉冲重复频率的乘积。同时也可表述为平均功率与脉冲功率的比值。发射机脉冲功率一定时，选取大的占空系数，可增大发射信号平均功率、能量和信噪比，从而提高雷达的探测能力；但降低了对目标探测的距离分辨力，也增加了目标回波由于发射时刻关闭接收机而被遮挡的概率。一般机载脉冲雷达占空比约 1‰，而机载脉冲多普勒雷达占空比可高达 50％以上。（撰写：朱兆达 修订：许伟武 审订：包德聪）

zhanchang qiangxiu

战场抢修 battlefield damage assessment and repair 又称战场修理、战伤抢修或战伤修理。在战场对战场损伤的航空装备进行的应急修理。其目的是快速将受损伤飞机恢复到可战斗飞行状态，以持续保持飞机在战场上的高出动率。战时飞机通常受两种损伤：战斗飞行中遭受敌方火力打击的损伤，在机场停放中遭受敌方对地面目标突袭的损伤（爆炸损伤、冲击损伤、燃烧损伤）。飞机战场抢修是在飞机疏散、隐蔽、野战机场状况下进行；有时无市电、无水源、无机库厂房、抢修设备、器材供应短缺。战场抢修在各级战伤飞机抢修指挥机构的领导下，统一调配使用抢修技术队伍、设备工具和器材资源，由经过专门培训的飞机战伤评估人员、飞机战伤修理人员、飞机战伤抢修工程师组成的战伤抢修技术队伍承担。通常使用航空修理直升机、运输机及修理方舱运送抢修人员、设备和器材，使用计算机网络进行信息传递（包括图像、图样）和实施网上指挥。

（撰写：王立群 审订：姬永兴）

zhanchang qiangxiu xunlian

战场抢修训练 battlefield damage repair training 使航空兵部队维修人员具有在战场现场及时应急修复战伤装备的技能的训练。由于战场抢修的抢修时间紧迫、备件匮乏、战场保障条件恶劣等特点，故要求抢修人员必须具备特殊的专业知识与技能。飞机战场抢修训练的对象包括抢修工程师、战伤

评估员和抢修工。后两者均为高技能等级的军士。训练的目标为：(1) 抢修工程师掌握飞机战伤抢修的基本理论、飞机结构和各功能系统的快速抢修原理，使能在战伤超出抢修规程规定的范围时，制定出适当的抢修方案；(2) 战伤评估员掌握有关机型的战伤抢修规程，熟悉飞机的构造和使用原理，精通飞机战伤的评估与抢修方法，使其能迅速、准确地判断各类损伤的严重程度，按抢修规程制定抢修方案，确定抢修所需的时间、人员和资源，并评估飞机抢修后的任务执行能力；(3) 抢修工能熟练地实施飞机各类战伤的抢修操作。国外的经验表明：抢修工程师要经过 80 学时左右的大学抢修课程培训；战伤评估员和抢修工要在抢修专业中专学校或外场专门训练班经过 1 ～ 2 周的培训。

（撰写：张建华　审订：王立群）

zhandoubu

战斗部　warhead　见兵器卷。

zhandou feixing

战斗飞行　combat flight　航空兵在有敌情的条件下，为执行战斗任务而进行的飞行。战斗飞行主要包括巡逻、截击、空战、掩护、护航、封锁、轰炸、强击、侦察、空运、伞降、机降、救护和电子干扰等。战斗飞行一般分为战斗准备、起飞、集合、飞向战区、空战、返航着陆和战斗讲评等阶段。战斗飞行由指挥所进行引导。航空兵通常是协同陆军、海军完成统一指令的战斗任务。根据需要航空兵也可以单独执行战斗任务，战斗飞行由相应的指挥机关统一组织实施。　（撰写：蒋德秋　修订：李玉璞　审订：李志强）

zhandou hongzhaji

战斗轰炸机　fighter-bomber　见战斗机。

zhandouji

战斗机　fighter　主要任务是消灭空中和地面敌机、夺取制空权的飞机。在中国称为歼击机。

按用途分，现代战斗机可分为制空战斗机和多用途战斗机两大类。制空战斗机，又称为空中优势战斗机，主要任务是空战。多用途战斗机，则既可执行空战任务，又可执行对地攻击任务。



美国研制的新一代隐身战斗机 F-22

按重量划分，战斗机可分为重型和轻型两种。通常，正常起飞重量在 15 t 以下的被认为是轻型战斗机；而正常起飞重量接近或超过 20 t 的被认为是重型战斗机。

战斗机中还包括专门用于国土或地区防空的截击机和对空对地两用的战斗轰炸机。截击机要求爬升性能好、速度快、可昼夜全天候作战，这些任务现已完全可由制空战斗机来满足，故各国已不再发展专用截击机。战斗轰炸机，在中国称为歼击轰炸机。战斗轰炸机虽有一定空战能力，但一般不执行空战任务。当代的战斗机多兼有空战和对地作战的能力，被称之为多用途战斗机，这是战斗机发展的重要方向。

在军用飞机中，战斗机是装备数量最多、应用最广、发展最快的机种，其研制水平往往代表了航空科学技术的发展水平。　（撰写：任源博　审订：王道荫）

zhandouji yibiaoban

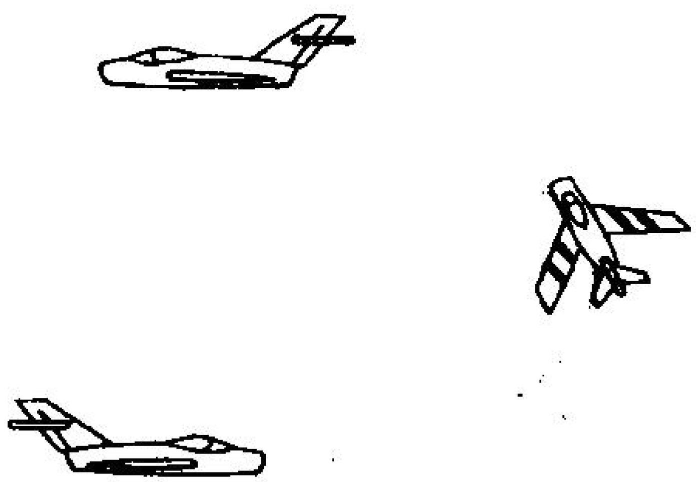
战斗机仪表板　instrument panel of fighter　见仪表板。图示为“幻影”2000-5 战斗机的仪表板。



“幻影”2000-5战斗机仪表板

zhandou zhuanwan

战斗转弯　combat turn　又称上升转弯或急上升转弯。飞机迅速上升高度，同时转弯 180° 方向的飞行。战斗转弯（如图所示）是空战中经常使用的重要战术飞行动作之一。它既能使飞机迅速改变飞行方向，又能迅速取得高度优势，占据有利攻击位置。进入战斗转弯一般先俯冲增速、然后拉起，同时加油门到最大或加力状态，压杆进入战斗转弯。改出战斗转弯的速度不小于该机种的最小机动速度。也可以用做斜筋斗的方法作战斗转弯，这种方法改变方向快，上升高度少一些。战斗转弯上升高度多少和转弯快慢，可以用进入战斗转弯的坡度和过载大小来调整。（撰写：李玉璞　审订：李志强）



战斗转弯

zhanlüe zhenchaji

战略侦察机　strategic reconnaissance aircraft　用于执行战略侦察任务的飞机。战略侦察机的特点是飞行高度高，航程远，载有复杂的航摄仪和电子侦察设备，能从高空深入对方国土，对军事和工业中心、核设施、导弹试验和发射基地、防空系统等战略目标实施侦察。典型的战略侦察机有美国的 U-2 和 SR-71 。U-2 侦察机（见图）的飞行高度为 20 km，时速 800 km/h 。SR-71 战略侦察机配有高分辨率的航摄仪和图像雷达，能探测无线电通信和雷达波特征的电子侦察设备，能窥视边界对方一侧纵深达数百千米的侧视雷达，执行任务时可在 24 km 高度以 3 倍声速的速度穿越对方领空，每小时对 15 万平方千米的面积实施侦察。俄

罗斯则将图-16和图-20轰炸机改型为电子侦察机，用于电子侦察。



美国的U-2R战略侦察机

（撰写：刘永培　修订：赵群力　审订：任源博）

zhanshang beijian

战伤备件 battle damage spare parts　航空装备战伤抢修备件的简称。为缩短抢修时间，预先储备以备战时在损伤的装备上更换用的器材的统称。战伤备件与平时维修用的备件，无论在种类还是在数量上，均有明显区别。平时维修用备件，可以根据武器装备的故障率、使用寿命以及工作环境等加以确定。战伤备件，则不取决于武器装备的故障率和使用寿命，而是与装备的生存性设计、敌方武器的性能以及双方的作战模式等有关。因此，战伤备件的种类与数量的确定，需要通过现代实战或模拟现代实战条件下的演练，应用数理统计作大概的确定。战伤备件是修复战伤航空装备的重要物质基础，在高技术航空装备大量使用的条件下，战伤飞机的修复最迅速、最有效的办法是换件。换件修理、换件排故，可以争取时间保证飞机的快速出动和高强度出动。因此，战伤备件已成为直接影响航空兵部队持续作战能力的一个重要保障因素，因而被世界各国军事部门所重视。

（撰写：张建华　审订：姬永兴）

zhanshang pingguyuan

战伤评估员 battle damage assessor　经过专门训练，对战时损伤的武器装备进行战伤评估的维修专业人员。战时损伤，包括所有在战场发生的妨碍武器装备完成预定任务的战斗损伤、自然故障和意外事故损伤。战伤评估内容包括：评估武器装备损伤的严重程度，确定可否现场修理或可以延迟修理，估计现场修理的内容、步骤、所需的修理时间和保障资源，以及确定修复后其执行任务的能力。战伤评估是实施战伤修理的关键。由于战伤修理与平时修理有着明显的区别，无论在修理时间要求上，还是在修理完善程度要求上，也无论在修理范围、方式上，还是在修理环境上，战伤修理受到的限制和条件，都要比平时苛刻得多；因此，对战伤评估员要求具有相应的特殊专业知识，必须是经过专门训练的有装备修理经验的人员，以胜任战时战伤评估的任务。

（撰写：张建华　审订：姬永兴）

zhanshu guanli xitong

战术管理系统 tactical management system　综合控制与管理系统之一。把导航、飞行控制、推力控制和武器系统组合为一体，实现导航、能量管理、低空突防、武器投放等综合控制功能的飞行管理系统。战术管理系统适用于对空作战和对地攻击的军用飞机上，以提高作战效益和生存率。战术管理系统依据战术任务的总要求，生成最佳的飞行轨迹。在不同的任务飞行阶段有不同的管理目标。从起飞到进入战区目标空域前，以时间最短、耗油最省为管理目标；在作战空域，以最低突防高度、充分利用地形地物获得最佳作战效益和最高生存率为目标。　（撰写：王宗学　审订：王占林）

zhanshu kongzhong zhencha

战术空中侦察 tactical air reconnaissance　利用有人　无人驾驶的飞行器及时提供战术目标区域精确的图像信息、电磁信息等。对于图像信息，早期常用的传感器是基于胶片的，它需要飞机返回基地后再进行胶片处理，实时性较差，当前的发展方向是以光学、红外和雷达作为传感器，通过数据链路，以实时的方式把侦察信息传回地面。随着激光和GPS技术的发展，利用激光雷达（Lidar）来获取目标区域的三维信息也已进入实用阶段。对于电磁信息，主要是利用各种测频和测向设备来获取敌方的雷达参数和无线通信参数，用于我方进行情报的获取和电子对抗。战术空中侦察能力的高低将是衡量部队战斗力的重要指标。

（撰写：王祖林　审订：钱允敏）

zhanshu shujulian

战术数据链 tactical data link　见电子卷。

zhanshu zhenchaji

战术侦察机 tactical reconnaissance aircraft　用于执行战术侦察任务的飞机。主要为前线指挥员提供战术纵深内敌军部署、行动、重要火力点及其他重要目标以及地形、气象及攻击效果等情报。由于战术侦察机主要部署在战区，所以要求它的机动性和生存性较强。战术侦察机大多是现役歼击机的改型或无人驾驶飞机，例如，美国的RF-4C、以色列的“侦察兵”等。战术侦察机一般不带武器，但加装航摄仪和图像雷达，侦察纵深可达300～500 km。

（撰写：赵群力　审订：任源博）

zhangaiwu dengguang biaozhi

障碍物灯光标志 obstacle light　由机场及其附近超过净空规定高度的高大物体上设置的红色障碍物灯所形成的飞机航行警戒标志。其目的是在夜间引起驾驶员的注意，保障飞机的夜间安全飞行。　（撰写：王立群　审订：陈志伟）



红色障碍物灯（装在天线阵的右端）

zhedieyi jiegou

折叠翼结构 folding-wing structure　一种可以实现翼面折叠的结构形式。该类结构在舰载飞机上得到广泛应用。一般将舰载机机翼的外翼部分设计成可以向上折叠，以减小其在航空母舰上的停放空间。折叠翼的主要结构特点是可折叠部

分在上翼面通过活动铰链与固定翼部分连接，停放时向上折叠，飞行时与固定翼之间用销子锁定。折叠翼上的全部载荷通过铰链和销子传给固定翼。该类结构增加了可活动的设计分离面、重量较大。

机翼可折叠的舰载飞机（美国 A-6）

（撰写：沈 漳 章怡宁 审订：何君毅）

zhenduixing xiuli

针对性修理 conditional repair 对航空装备或其部件的已知故障（损伤、缺陷）进行的修理。其工作内容视航空装备或待修件的状况而定，可以少到只作性能测试调整，也可以多到作翻修。针对性修理或者是按航空装备的故障统计进行的；或者是按待修件的故障检验结果进行的；或者是按使用部门或制造部门的规定，在故障件的同类产品上进行的。

（撰写：王立群 审订：姬永兴）

zhenchaji

侦察机 reconnaissance aircraft 专门用于搜集对方情报的军用飞机。侦察机所用的机载侦察设备主要有航摄仪（航空照相机）、图像雷达、红外探测和电子侦察设备等。侦察机按任务性质的不同分为战略侦察机和战术侦察机。侦察机最初用于目视战地侦察和炮兵校正，后来发展成为进行战术侦察的主要手段，并配合轰炸的需要实施战略照相侦察。第二次世界大战中的侦察机广泛配备专用的航摄仪并开始装备雷达和电子侦察设备。20 世纪 60 年代，侦察飞行高度、速度和续航时间都有显著提高，出现了专门设计的战略侦察机，如美国的 U-2 和 SR-71。后来，随着侦察卫星的不断完善，有些战略侦察任务可以通过卫星完成，人们对战略侦察机的重视程度有所降低。但是在执行战术侦察方面，由于侦察卫星受到轨道、运行周期和分辨率等的限制，目前仍然主要依靠侦察机。为了减小侦察危险、降低侦察成本，无人侦察机越来越得到重视。随着微电子、微机械和微型传感器的不断发展，无人侦察机的功能也越来越强，并将在未来的航空侦察中发挥重要作用。

（撰写：刘永培 修订：赵群力 审订：任源博）

zhenhangxiang cihangxiang luohangxiang

真航向/磁航向/罗航向 true heading, magnetic heading, compass heading 从地理子午线、地磁子午线、罗盘子午线，自北方沿顺时针方向至飞机纵轴在水平面上的投影线间的夹角，分别称为真航向、磁航向、罗航向。

真航向 = 磁航向 + 磁差 = 罗航向 + 磁差 + 罗差

磁航向 = 罗航向 + 罗差

从飞机纵轴在水平面上的投影线，沿顺时钟方向至飞机重心与导航台的连线间的夹角称为电台航向角。从地理子午线北方沿顺时针方向至飞机重心与导航台的连线间的夹角称为电台方位角（bearing of station）。

电台方位角 = 真航向 + 电台航向

真航向、磁航向、罗航向、电台航向图

（撰写：黄俊钦 审订：王占林）

zhenshi kongsu

真实空速 true airspeed 简称真速或空速。飞行时，航空器相对于其周围未扰动的空气的运动速度。航空器上的真速表是按标准大气条件下刻制的（通常用细指针指示），只看作是动压和静压的函数，因此，真速表通常指示的是真速的近似值。在标准海平面状态下，真速值与表速值相吻合；在非标准状态或在海平面以上高度时，表速将小于真速。

（撰写：邵 箭 修订：李志强 审订：陈增江）

zhenshi qiti

真实气体 real gas 实际存在的一切气体在一般情况下可以认为是完全气体，其热力学性质满足完全气体状态方程。但当气体处于高压和低温状态，即气体密度变得很大时，由于分子间的平均距离变得很小，分子间的相互作用显著。此时完全气体状态方程不再适用，其热力学性质必须满足计及分子间作用力的状态方程，如最常用的范德瓦耳斯（van der Waals）方程，$(p+\frac{a}{v^2})(v-b)=RT$。式中，$a$、$b$ 取决于气体的介质常数，p、v、T 分别为气体压力、比容和温度；R 为气体常数。在此状态下的气体称为真实气体。（撰写：李椿萱）

zhenshi qiti xiaoying

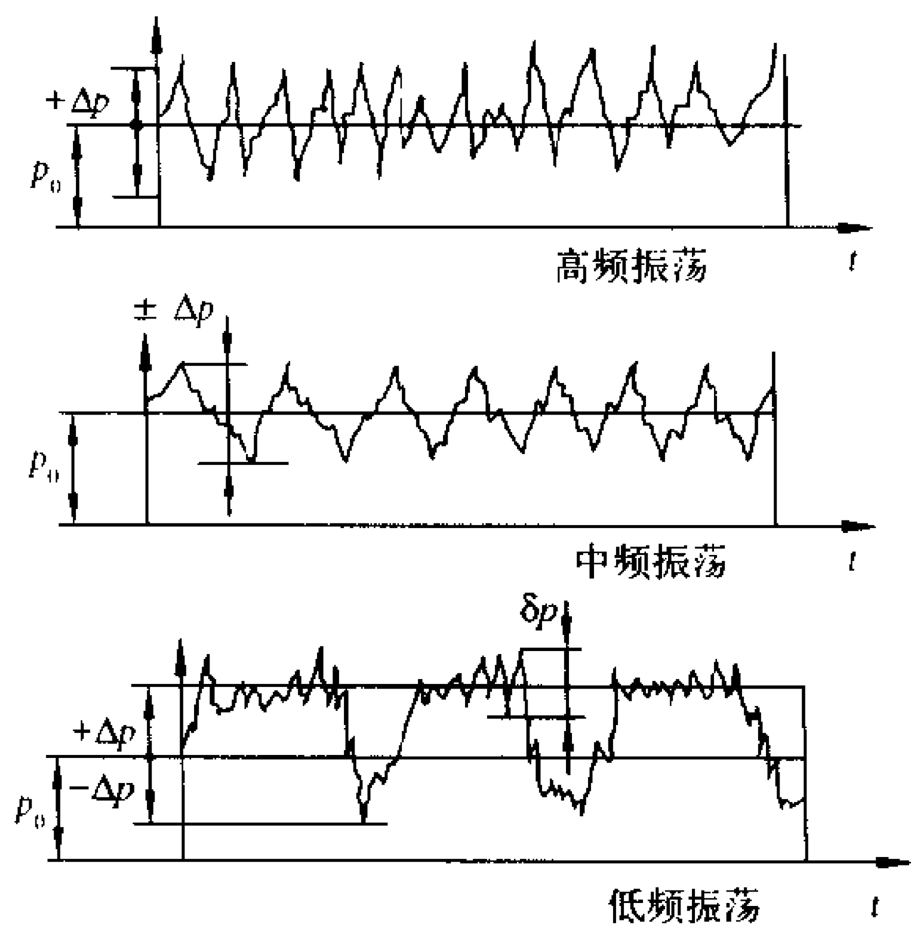
真实气体效应 real gas effect 又称实际气体效应。流动中气体性质偏离完全气体特性的一种表现。飞行器在高超声速飞行时，绕飞行器的激波层内气流的温度足够高，以致气体分子的亚分子振动模态被激发，或分子发生离解等化学反应，乃至出现电离。这些现象称为真实气体效应。这种效应严重影响飞行器的气动力和气动热特性；激波层内气体的电离往往还会导致飞行器和地面通信中断。（撰写：李椿萱）

zhendang ranshao

振荡燃烧 combustion oscillation (screech, buzz), combustion instability 发动机工作过程中，燃烧室或加力燃烧室出现大幅度压力脉动的周期性不稳定燃烧现象。一般压力脉动幅值为平均压力的 5 % ~ 10 %。

正常燃烧时常伴有轻微的压力脉动，这是由于湍流火焰受多种因素影响一般都是脉动的。由于气流和供油的脉动造成燃烧和释热的脉动。当流动和燃烧释热脉动与燃烧室固有共振频率之一的气柱声振荡频率之间发生耦合时，则将加剧流动、燃烧释热的脉动，从而形成振荡燃烧，瞬间的温度、压力等大幅度周期变化，压力脉动幅值一般为平均压力的5%～10%，甚至达到50%以上。振荡燃烧会带来严重后果，使压气机、涡轮不能正常工作，风扇和压气机失速或喘振。大幅度的压力振荡造成机械毁损，热载荷猛增，结构寿命下降。振荡燃烧常伴有尖啸声或嗡鸣声。燃烧室工作应避免出现振荡燃烧。

振荡燃烧按振频分为高频（常见为几百赫兹以上）、低频或间歇振荡（常见为几十赫兹以下）和中频（介于高、低频之间）振荡燃烧（见图）；按振型分为纵向与横向振荡燃烧，横向又有周向、切向和径向；也有组合振型。低频多为纵向，高频多为横向。振荡燃烧一般在富油燃烧时容易出现。涡轮喷气发动机低空高速时易出现高频振荡，发出尖啸声（screech）；高空小表速时，特别是小涵道比涡轮风扇发动机易发生低频振荡，发出嗡鸣声。消除振荡燃烧的方法是：合理设计燃烧室；调整喷嘴与稳定器的距离；采用阻尼方法如隔热防振屏；抑制振源，离开振荡燃烧范围。



高频、中频和低频振荡燃烧的压力波形

（撰写：杨茂林　审订：王洪铭）

zhendong huanjing shiyan

振动环境试验 vibrational environment test　研究或鉴定结构和设备在规定的振动环境下，保持结构完整性和设备工作能力的试验。分抗振稳定性试验和抗振强度试验。对设计中的构件或设备，在采用新材料、新工艺以及缺少可靠的预计振动响应量值时，应进行振动环境试验研究，以取得足够的振动强度设计数据。对产品应按相应标准进行振动环境鉴定试验，验证产品的可靠性。环境振动试验常在振动台上进行。试验方法有正弦振动试验、正弦扫频振动试验和随机振动试验等。（撰写：朱善庆　审订：张躬行）

zhendong xiaoying

振动效应 vibration sickness　振动对人的心理、生理的不良影响。严重时导致机毁人亡。振动对人体影响程度与振动频率、加速度、作用方向和暴露时间等有关。人体对低频振动的耐受力较差：4～6 Hz时使坐立姿态的人的胸腹共振，15～25 Hz时可引起头部相对于躯干的波动；次声频1～10 m/s² 作用时，心率、心输血量、肺通气量和氧摄取量增加。重复暴露时组织器官反复变形和生理应激的累积作用是振动损伤的主要因素。振动也影响人的工作能力，如人体或目标振动使视觉模糊、对仪表的判读困难；肢体和人机界面的振动使动作不协调、操纵误差增加（5 Hz左右误差最大）。振动防护最积极办法是将人—机—振动源作整体系统，在工程设计和各种技术措施中充分考虑人体振动反应特性，使人体可能发生的振动符合标准界限（舒适界限、工效界限、暴露限度）；此外，适宜的座舱人体工程学设计，合理控制人体暴露时间和频度也是重要的措施。

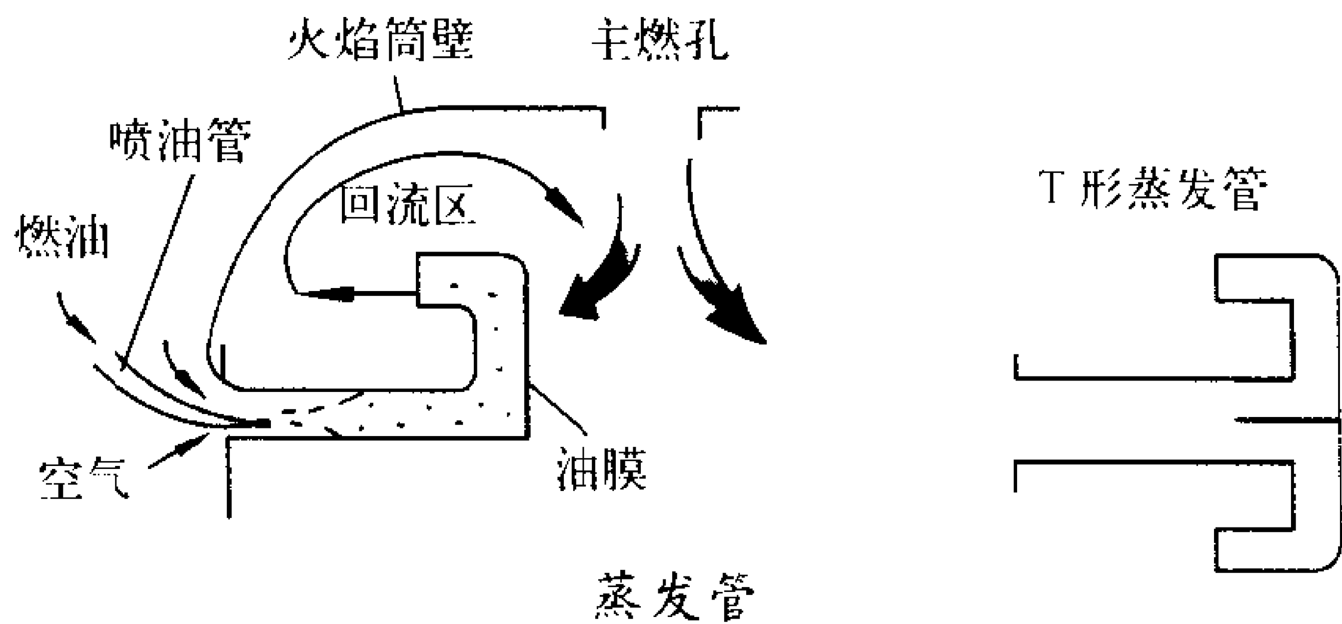
（撰写：刘建忠　审订：袁修干）

zhenfu

振幅 amplitude of vibration　物体或物理量在振动过程中偏离中立位置的最大值。对于谐振动，把振幅的最大值称为谐振动的振幅。参见周期振动与谐振动。（撰写：管　德）

zhengfaguan

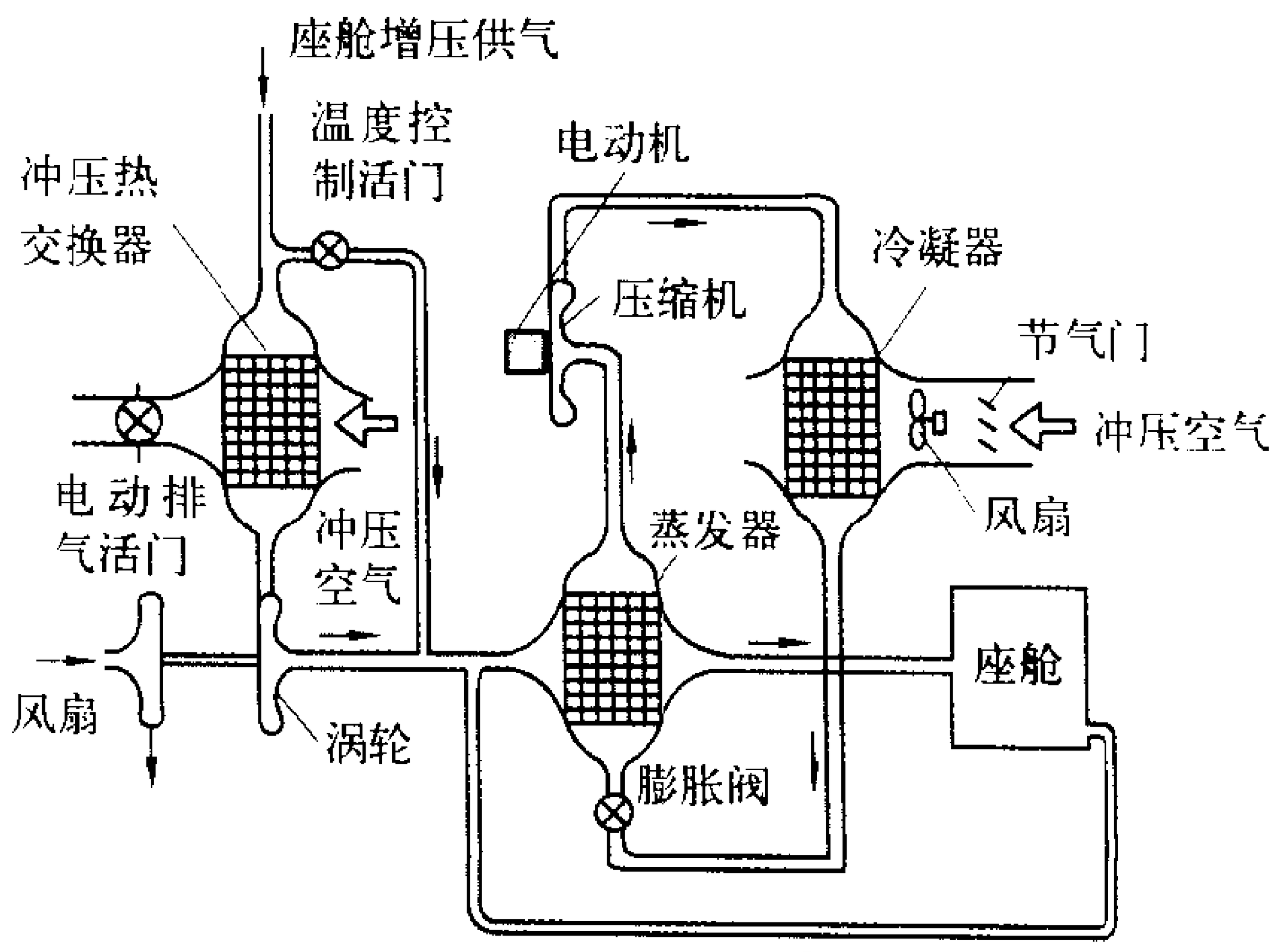
蒸发管 vaporizer, vaporizing tube　燃烧区内能使燃油在其中蒸发的管形装置。燃油进入简单的喷管，再喷入蒸发管轴向管上游端，与从喷油管周围进入管内的空气相互撞击，部分燃油形成油珠并吸收来自管壁的热量（蒸发管处于主燃区内），蒸发形成浓的油气混合气，沿管内向下游流动，而大部分燃油积集在蒸发管的横向管的内壁上（见图），直接吸收管壁的热量而蒸发。形成的燃油蒸气加入到混合气中去，使混合气在蒸发管内两次折转90°并从蒸发管出口喷出时，成为富油混合气。早期蒸发管作成手杖形，一方面延长燃油在管内的逗留时间，以便于燃油充分吸热蒸发，另一方面是蒸发管处于回流区，既不能破坏回流区流动，又要在回流区形成较好的浓度分布，只有使蒸发管出口气流方向与主燃区的回流方向相一致才是可取的。后来做成T形蒸发管，大大减少了蒸发管的数目。蒸发管供油方式的优点是：发烟极少，效率曲线较平，火焰筒壁温低，供油压力较小。其缺点是：贫油熄火极限低，蒸发管冷却困难，容易局部烧坏和存在自燃问题。（撰写：张斌全　审订：王洪铭）



蒸发管

zhengqi kongqi zuheshi xunhuan lengque xitong

蒸气/空气组合式循环冷却系统 combined vapor/air cycle cooling system　将蒸气循环和空气循环两种冷却系统组合



蒸气/空气组合式循环冷却系统原理图

在一起完成冷却的系统。由座舱增压器来的增压空气经冲压热交换器及冷却涡轮后，再经蒸发器进一步冷却，然后进入客舱和驾驶舱，为了充分利用蒸发器的制冷能力并减少座舱增压器的供气量，采用了将部分座舱空气进行再循环。为了调节制冷量，在热交换器的冲压空气管道上装一电动排气活门，以调节冲压空气流量。在涡轮前有一用温度控制活门操纵的旁路，用于调控涡轮出口空气温度。在冷凝器冷却用的冲压空气管道上，装有百叶窗式的风门和风扇。用风门将冷凝温度调节成常值，风扇则在地面停机时使用。可根据外界环境温度条件及飞行状态的变化，使两个系统分别或同时工作，这样既满足飞机各种制冷要求又可充分节能。

（撰写：余建祖　审订：袁修干）

zhengqipingfa

蒸汽屏法　vapour-screen technique　又称蒸汽雾法。在气流中用人工方法形成一定浓度的雾，配合适当的光源，显示绕物体流动的方法。它是一种示踪流动显示法，可用于亚声速或超声速气流，尤其是在高速风洞中。为了显示出清晰的流动图像，雾的浓度必须适当而均匀。在超声速风洞中，若风洞以干燥空气运行，常向风洞注入一定量的水。由于风洞试验段内的压力通常低于大气压，水会自动雾化，变成水蒸气。为了促使水蒸气凝结，在风洞中最好注放少量的凝结核。蒸汽雾的光学特性很复杂。当凝结刚开始时，蒸汽雾呈蓝色，随着雾浓度增加，雾粒尺寸增大，散射光增强，有时出现光的衍射现象，因此从风洞侧面某一角度观察蒸汽雾时，可呈现带有颜色的光谱带。如果雾的粒子大小不均匀，各质点的辐射光不同向，则雾屏呈白色。通常用片光源照射，获得流动图像。一般摄影机放在风洞内，遥控相机快门拍摄。蒸汽屏法主要用来定性地显示激波、涡流和分离流。由于涡的旋转作用，雾、水或结晶微粒被甩出涡核区而减小散射光量，因此，在片光屏上，涡核呈“黑洞”状。当有激波存在时，因密度增加而引起散射光量增加，使激波显示为亮区。　（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

zhengqi xunhuan lengque xitong

蒸气循环冷却系统　vapor cycle cooling system　又称蒸发循环冷却系统。利用液态制冷剂蒸发时吸热的原理制成的冷却系统。分为闭式和开式两种。使用的制冷剂有 HCFC（氢氯氟烃类或氯氟化碳化合物）和 HFC（氯氟烃类或含氢的卤化烃化合物）等。　（撰写：余建祖　审订：袁修干）

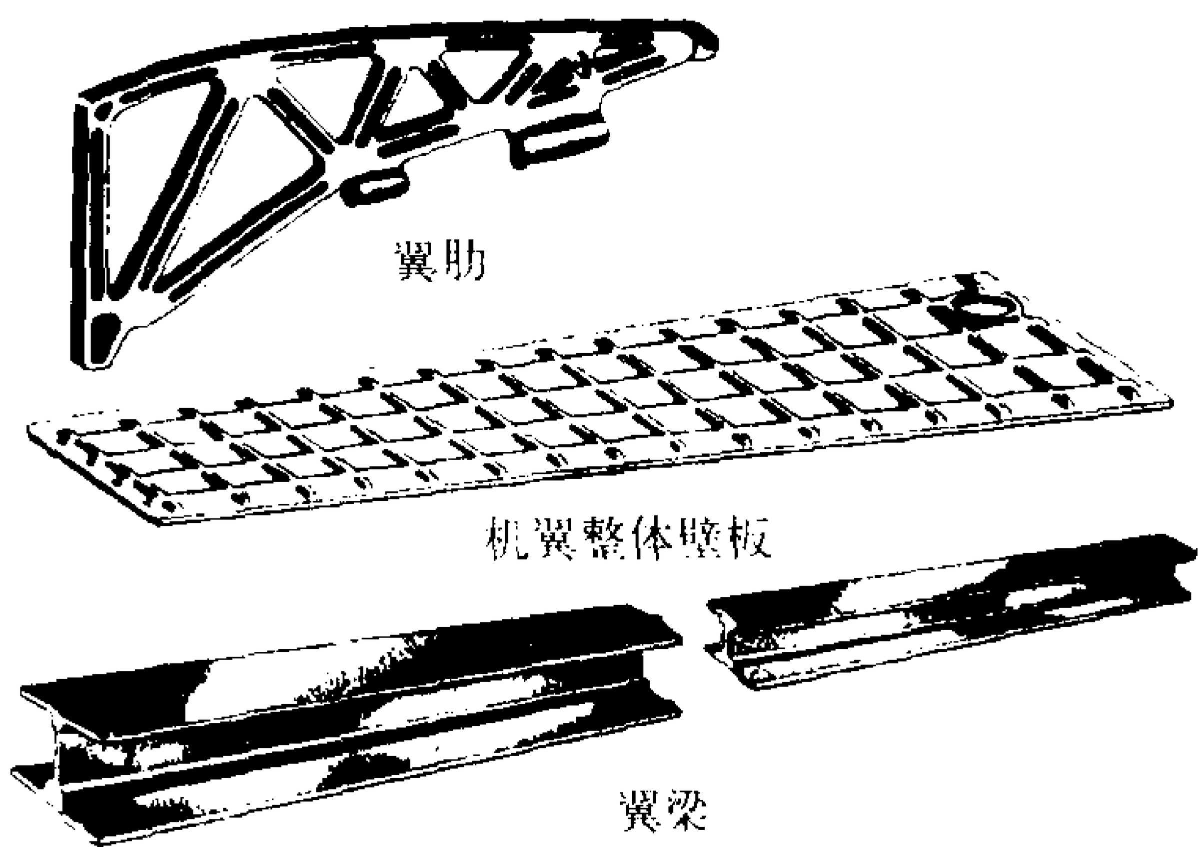
zhengliuzhao

整流罩　fairing　飞机上罩于外突物或结构外形不连续处的流线型构件。它主要起减少空气阻力和改善飞机气动性能的作用。常见的整流罩有天线整流罩、客舱整流罩、桨毂整流罩、翼尖整流罩和机尾整流罩等。

（撰写：冯元生　修订：赵秀丽　审订：任源博）

zhengti jiegou

整体结构　integral structure　某些大型构件其组成单元之间无须任何连接加工的结构形式。对金属整体结构，用整块毛坯经机械加工或化学铣切而成；对复合材料整体结构可用三维编织或共固化成形。与铆接结构相比，由于减少连接零件，装配简单、重量较轻、外形光滑、飞行阻力小、密封性能好；由于没有铆钉孔或螺钉孔、承拉面积未受削弱、应力集中小，因而有利于提高疲劳寿命，而且由于各部分连接刚度大因而结构屈曲临界值有所提高。整体结构常用于翼梁、



整体结构

机身框、加强肋、增压座舱、整体油箱、直升机复合材料旋翼等部位。由于生产整体结构的设备投资大，制造技术要求高，故成本较高。　（撰写：何君毅　审订：郦正能）

zhenji pohuai shiyan

整机破坏试验　destruction test of aircraft　又称全机破坏试验。验证和确定全机结构剩余强度系数的试验。与部件静力试验相比，全机静力试验要复杂得多。全机悬空状态对于众多的加载点的加载协调性要求很高，在全机破坏试验中更显得重要。为了能从一架试验机获得尽可能多的信息，试验顺序选择的基本原则是：先进行的试验情况不应影响后继的试验情况；某一部件的试验不应影响其他部件的试验；全机破坏试验应在所有情况的限制载荷试验完成后再进行；部件破坏试验应在全机破坏试验之后进行。

（撰写：张躬行　审订：何君毅）

zhengti yehuan zhuanzi

整体叶环转子　bling rotor, blum　又称无盘转子。多排转子叶片与圆环形或圆锥形鼓环作成一体的转子。其优点有：鼓环中无轮盘且无叶片榫根使转子重量大减；横向刚性大；消除了在常规结构中气流在榫槽缝隙中的逸漏，有利于提高气动性能等。它是一种能提高发动机性能特别是推重比的新型结构设计，但是在高转速下，鼓环本身与叶片质量离心力在鼓环内引起的周向应力会大大高于钛合金或合金钢材料所能承受的许用应力，因此，只能采用高比强度的复合材料才能实现。20 世纪 90 年代后期，已研制出用高性能复合材料制造的整体叶环，同时，在预先研究的推重比为 15 ～ 20 的先进涡轮风扇发动机验证机的高压压气机中，采用了整体叶环转子的设计。（撰写：凌天铎　修订：陈光　审订：陈大光）

zhengti yepan

整体叶盘　blisk　转子叶片与轮盘成为一体的结构。目的是减轻重量并避免榫齿部位的漏气损失。整体叶盘可以简化结构，但不利于叶片的正常维修和更换；它减少了需精密加工的配合表面，但增加了加工的难度。由于取消了叶片与轮盘的连接表面，也失去了该处对叶片振动产生的阻尼。除了外部的激振源以外，整体叶盘容易发生叶片与轮盘之间的机械耦合振动。因此，这种结构特别易于产生随机性疲劳。整体叶盘早在 20 世纪五六十年代已用于小型发动机上。20 世纪 90 年代由于设计制造技术的发展，在大中型发动机上也

得到广泛应用，并已成为新一代航空发动机的典型结构。
（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

zhengti youxiang

整体油箱　integral fuel tank　将飞机部分结构空间加以密封，用以存储燃料的油箱。通常，机体内部空间适合于用作整体油箱；这时，整体油箱成为机体结构的一部分。整体油箱一般用密封材料将构件连接处封严，也有的在内表面覆以防漏衬里，防止漏油。（撰写：赵秀丽　审订：任源博）

zhengchang gongdian

正常供电　normal electrical power　供电系统执行各种预定的工作任务而未发生故障的工作状态或发生故障但不影响整机供电的工作状态。例如，供电系统在用电设备通断、发动机转速变化、汇流条转换以及电源投入并联等各种预定工作状态下，向用电设备提供符合供电特性要求的电能的系统状态为正常供电状态。在多台主电源的供电系统中，若有 1～2 台主电源故障退出供电后，供电系统仍能向飞机上的所有用电设备连续供电，也属正常供电。
（撰写：沈颂华　审订：杨燕生）

zhengchanglei feiji

正常类飞机　normal category airplanes　我国适航标准 CCAR-23 部中所规定的飞机类别。CCAR-23 部中还规定了实用类、特技类和通勤类等类别飞机。现将它们的定义作如下说明：

CCAR-23 部各类飞机对照表

序号	飞机类别	座位设置	最大审定起飞重量	使用中允许进行的飞行	备注
1	正常类	9 座或 9 座以下（不包括驾驶员）	5700 kg (12500 l b) 或 5700 kg 以下	非特技飞行： (1) 正常飞行中遇到的任何机动； (2) 失速（不包括尾冲失速）； (3) 坡度不大于60° 的缓 8 字飞行、急上升转弯和急转弯	
2	实用类	9 座或 9 座以下（不包括驾驶员）	5700 kg (12500 l b) 或 5700 kg 以下	非特技飞行： (1)正常飞行中遇到的任何机动； (2) 失速（不包括尾冲失速）； (3) 坡度不大于60° 的缓 8 字飞行、急上升转弯和急转弯 有限特技飞行： (1) 尾旋（如经审定，已批准允许进行尾旋）； (2) 坡度大于 60° 不大于90° 的缓 8 字飞行、急上升转弯和急转弯，或类似机动	
3	特技类	9 座或 9 座以下（不包括驾驶员）	5700 kg (12500 l b) 或 5700 kg 以下	使用中飞行不受限制，但在审定中通过飞行试验表明需限制的飞行除外	
4	通勤类	19 座或 19 座以下（不包括驾驶员）	8618 kg (19000 l b) 或 8618 kg 以下	非特技飞行： (1) 正常飞行中遇到的任何机动； (2) 失速（不包括尾冲失速）； (3) 坡度不大于 60° 的缓 8 字飞行和急转弯	仅适用于螺旋桨驱动的多发动机飞机

值得注意的是 CCAR-23 部中的一些条款对正常类、实用类和特技类等三种类别的飞机分别提出了不同要求，只要满足相应类别要求，一架飞机可申请一种以上类别的型号合格证。鉴于世界各民航发达国家适航标准趋于一致化，无论是 CCAR-23 部，还是 FAR 23 部、JAR 23 部，对正常类、实用类、特技类和通勤类等四种类别的飞机的定义是一致的。条款的定性和定量要求除个别者外亦完全一致。
（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

zhengchang qidong

正常起动　normal start　起动机带动发动机从静止状态经点火转速到脱开转速时，起动机停转，已点火的发动机自行加速直到慢车转速的起动过程。
（撰写：李志广　审订：陈　光）

zhengchang qifei zhongliang

正常起飞重量　normal take-off weight　军用飞机起飞重量术语之一，指对应战术技术要求中特指的构型（通常是基本性能考核构型），由相应的使用空机重量、相应的固定与消耗装载所构成的飞机在起飞前的全机总重（含暖机和滑行中用油）。（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

zhengchang zhuolu zhongliang

正常着陆重量　normal landing weight　军用飞机着陆重量的术语之一，指用于着陆装置设计的飞机重量。作为着陆装置功量计算、强度校核的依据。
（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

zheng jiasudu

正加速度　positive acceleration, headward acceleration　又称头向加速度。作用于人体从足到头方向的加速度。惯性力（过载）方向从头到足，以 $+g_z$ 表示。飞机作机动飞行和弹射救生时乘员受到正加速度过载作用，乘员被压向座椅，颜面软组织向下拉长，四肢向上运动困难，心跳加快，头部血压下降引起视力障碍，一般在 $+3g_z \sim +4g_z$ 时发生视觉模糊；$+3.5g_z \sim +5g_z$ 时周边视觉消失（灰视），$+4g_z \sim +5g_z$ 时中心视觉丧失（黑视）；$+4.5g_z \sim +6.5g_z$ 时意识丧失。人对 $+g_z$ 耐力有很大个体差异，耐力好的人可耐 $+6g_z \sim +7g_z$，差者仅能耐 $+2.5g_z \sim +3g_z$。目前对正加速度过载的防护采取综合的抗荷措施，包括选拔 g 耐力高的人，开展特殊的体能锻炼及离心机训练，穿抗荷服，作抗荷收紧动作，采用正压呼吸、后倾座椅等。（撰写：詹长录　审订：袁修干）

zhengjiao duicheng

正交对称　orthogonal symmetry　指正交各向异性复合材料的一种特殊情况，在相互垂直的主方向上材料的性能相同。例如，用相同材料按 1∶1 编织的织物，以及用它按同一方向铺设的层压板，同样纤维的单向板按 0° 与 90° 关于中面对称铺设且层数相同的层压板，按 45° 与 −45° 对称铺设且层数相同的层压板等，都具有正交对称性。显然，用三维编织物还可形成在三个互垂方向具有正交对称性的三维复合材料。（撰写：张躬行　审订：郦正能）

zhengqianfang kongzhiban

正前方控制板　up-front control panel (UFCP)　又称上前方控制板。一个供驾驶员或地勤人员快速、方便地进行数据输入、修改及控制分系统的工作状态的集中控制指令终端。它通常装于平视显示器 (HUD) 壳体上，正对着驾驶员的位置，使驾驶员无须低头便能快速方便地操作和观察。正前方控制板是一个由微处理机、控制按钮、开关、电位计、显示装置、通信接口电路等组成的控制器，与系统主控机之间的通信一般采用串行通信。它是航空电子综合系统与飞行员之间重要的人机接口，通常用于惯导的对准操作及惯导的功能转换、导航方式选择、航路点参数的人工输入、航路点选择、

高度速度航向种类选择等。由于正前方控制板安装于HUD壳体面对着驾驶员的位置，因此其面板的最凸出部分必须在弹射线以外，另一方面又要便于驾驶员操作观察，符合人机工效要求，因此正前方控制板的外形一般都比较特殊。

（撰写：凌耀城　审订：顾世敏）

zhichengshi jiegou

支撑式结构　strut structure, externally braced wing structure　在机翼和机身之间用支撑杆来增强对机翼支持的一种结构形式。支撑式结构是在从双翼机发展成单翼机过程中派生出来的一种结构。撑杆可以分担机翼传给机身的载



支撑式结构

荷，降低机翼根部的弯矩，从而减轻结构重量。但随着飞机飞行速度的提高，撑杆暴露在气流中，增加飞机阻力，影响飞机速度的进一步提高。20世纪30年代起，强度高、重量轻的硬铝合金问世，以及结构分析技术的完善，一种无撑杆的张臂式单翼机取代了带支撑杆的单翼机。目前，支撑杆结构主要用在轻型低速飞机上。

（撰写：章怡宁　钟腾育　审订：何君毅）

zhixian keji

支线客机　regional aircraft　航行于小城市之间或中心城市与小城市之间的小型旅客运输机。20世纪70年代后期以来，支线运输有了很大发展，出现了多种专为支线运输研制的支线客机。80年代使用的支线客机大部采用涡轮螺旋桨发动机。但近十年来，由于支线航空公司开辟了中小城市间的直接通航业务，使航段长度增加，旅行时间延长，所以越来越多地采用了100座左右的喷气式支线客机。



中国的新舟60支线客机

（撰写：赵群力　审订：任源博）

zhizhushi qiluojia

支柱式起落架　telescopic landing gear　又称套筒式起落架。利用承力支柱作为缓冲器外筒的起落架。通常，承力支柱上端铰支于某一轴上，支柱连同机轮可由斜撑的可伸缩收放的作动筒收入机体内。支柱式起落架构造简单、紧凑、重量轻且易于收放，因而被广泛应用。但它不能有效地缓冲垂直于支柱轴方向的撞击载荷。在此载荷作用下，支柱承受较大的弯矩，活塞杆与外筒间有较大的侧向支反力，引起缓冲器密封装置不均匀磨损，限制了缓冲器内采用较大的初始压力。



支柱式起落架

（撰写：杨国柱　审订：赵秀丽）

zhijiyi feiji

直机翼飞机　straight-wing aircraft

又称平直翼飞机。机翼平面1/4弦线基本为一直线，后掠角小于20°的梯形翼飞机。大多数亚声速飞机都是直机翼飞机，部分超声速飞机也采用小展弦比的直机翼。

（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

zhijie jiwu zhunbei

直接机务准备　preflight maintenance　在预先机务准备的基础上，根据具体的战斗、训练任务，在开飞前一段时间内进行的准备。目的是使飞机符合飞行任务的要求，保证飞机准时进入规定的准备状态。在战斗任务紧迫条件下，预先机务准备与直接机务准备可合并进行。用于夜间飞行的飞机的直接机务准备，通常应在昼间完成。直接机务准备的主要内容有：(1) 进行飞行前检查；(2) 补充燃料、滑油、特种液体和气体；(3) 根据飞行任务安装附加设备；(4) 根据飞行任务装挂弹药、装载货物。挂弹工作要在直接机务准备的其他工作完成后进行。直升机执行有外挂载荷的飞行任务时，必须使用该型直升机的标准设备，并遵守有关的使用规定。

（撰写：周德清　审订：姬永兴）

zhijieli kongzhi

直接力控制　direct force control　主动控制技术功能之一。在不改变飞机姿态的前提下，通过控制系统驱动操纵面获得附加的升力和侧力，使飞机作垂直方向或横侧方向的平移机动，改变飞行航迹。直接力控制分为直接升力控制和直接侧力控制。直接升力控制通过水平鸭翼、襟翼、襟副翼、升降襟翼、升降舵或平尾等操纵面的协调偏转来实现。直接侧力控制一般通过垂直鸭翼、垂直安定面或方向舵的协调偏转来实现。直接力控制有6种模态：垂直平移、直接升力、机身俯仰指向、横向平移、直接侧力和机身航向指向。这些非常规的机动模态在空中格斗、对地攻击、精确航迹飞行（如编队、空中加油、精确着陆/着舰等）中具有重要作用。直接力控制的应用对于战斗机的机动性、飞行航迹的精确控制、武器投放和射击精度，都有重要意义，而对于大型飞机的精确着陆及抗侧风能力，也都有很显著的效果。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

zhijie yunying chengben

直接运营成本　direct operating cost (DOC)　又称直接使用成本。航空运输企业在运营中直接计入的一切与飞行有关的费用支出。主要包括：空勤人员费用；航空燃油消耗；飞机、发动机折旧费或租赁费；飞机、发动机维修费；航空器材消耗；飞机、发动机保险费；机场起降服务费；旅客服务费等。直接运营成本是衡量航空运输企业经营状况的重要指

标，也是考核其经济效益的综合性指标之一。

（撰写：刘 平 审订：孟昭蓉）

zhiliu diandongji

直流电动机 direct current motor 使用直流电工作的电动机。直流电通过机械或电子换向器到电枢绕组，与磁场互相作用，产生电磁转矩，通过轴输出机械能。按激磁方法分为电磁式和永磁式。电磁式电动机又分为他激、串激、并激、复激4种。永磁式电动机分为有刷、无刷和直线电动机3种。按换向方法分为有刷和无刷两种。有刷电动机通过电刷和机械换向器来改变电枢绕组中的电流方向；无刷直流电动机利用电子换向器来改变电枢绕组中的电流方向。他激电动机的电枢绕组电压、激磁绕组电压可以用不同直流电源提供，便于控制且机械特性较硬。串激电动机起动转矩较大，机械特性较软，负载转矩变化时输入功率变化不大，但空载转速过高，不容许空载运行，调速也困难。并激电动机特性与他激相似，调速方便，缺点是起动电流大，起动时间长。复激电动机特性则介于并激与串激之间。无刷直流电动机由电子开关及电机本体组成，它具有他激直流电动机的特性；优点是机械特性硬，调速控制方便，无滑动接触，工作可靠，维护方便，寿命长，噪声小等；缺点是成本高，结构复杂，体积较大等。无刷直流电动机在航空航天领域应用日益广泛，将逐渐取代有刷直流电动机。（撰写：蒋宗荣 审订：杨燕生）

zhiliu dianyuan xitong

直流电源系统 DC electrical power generating system 由直流发电机和控制器构成主电源的系统。通常有27 V和270 V两种系统，后者称为高压直流电源系统（参见高压直流电源系统），前者通称飞机直流电源系统。该系统的直流发电机直接由航空发动机传动，额定容量有3，6，9，12和18 kW等数种。20世纪50年代，出现起动—发电机，它在发动机未工作时作电动机用，以起动航空发动机。飞机直流发电机常和航空蓄电池并联工作，多台发电机也互相并联，以提高电源电能质量和减小供电中断时间。控制器用于调节发电机电压，均分并联电机间负荷，实现对电源故障的保护、显示和记忆。常用的保护有过电压、过电流、反向电流和馈电线短路的差动等保护。该系统的辅助电源有蓄电池及辅助动力装置驱动的直流发电机。旋转变流机和静止变流器为它的二次电源。低压直流发电机有电刷与换向器，限制了容量的进一步加大；低压直流电网重量大；二次电源效率低等因素限制了低压直流电源在大中型飞机和先进飞机上的应用。

（撰写：严仰光 审订：杨燕生）

zhiliu fadianji

直流发电机 DC generator 把机械能变换为直流电能的电磁装置。参见飞机发电机。

zhiliu ranshaoshi

直流燃烧室 axial throughflow combustor 通过燃烧室的气流（包括空气流和燃气流，但不包括主燃区的回流部分）的主流方向基本上平行于发动机轴线的燃烧室。

（撰写：吴文东 审订：王洪铭）

zhiliushi fengdong

直流式风洞 direct flow type wind tunnel 又称开路式风洞。风洞洞体几何轴线为直线的风洞。风洞中心气流在流动过程中不发生转折，并将气流排出在风洞之外。低速风洞、高速风洞都有直流式的。直流式风洞较回流式风洞结构简单，造价较低，不存在风洞内气流的温升和冷却问题。但当风洞的进、出口在室外时，如不采取措施，风洞气流会受到大气的干扰（如突风影响）和雨雪及异物的影响。它的噪声也会使环境受到较大的污染。（撰写：范洁川 审订：吕志咏）

zhishe penzui

直射喷嘴 simplex orifice atomizer, plain orifice atomizer 燃油在一定压力下通过喷嘴臂上的小孔喷射入燃烧室的喷嘴。燃油离开小孔后流通面积突然扩大，因而燃油分子产生径向分速，但主要仍是轴向分速，故燃油离开小孔时形成略有扩张的实心圆柱状，靠它与周围空气的相对运动，燃油被破碎而实现雾化，为此要求较高的供油压力。压力越高，雾化越好。主要优点：喷出的燃油轴向速度高，所形成的油珠喷射较远，这对要求燃油散布远的燃烧室（例如内燃机的汽缸）是有利的。另外，它的结构简单，容易加工、成本低。主要缺点：(1) 为了雾珠细化，供油压力需很高，使供油系统复杂；(2) 为雾化好，喷油孔很小，一般孔径在1 mm以下，容易被堵塞。常用于加力燃烧室中。

（撰写：张斌全 审订：王洪铭）

zhishengji

直升机 helicopter 以航空发动机驱动旋翼旋转作为升力和推进力来源，能在大气中垂直起落及悬停并能进行前飞、侧飞、后飞、定点回转等可控飞行的重于空气的航空器。

直升机上部安装有一副或几副有数片桨叶的旋翼，其旋转轴大体与机体竖轴一致。旋翼不仅提供升力同时也是直升机的主要操纵面。通过操纵系统，改变旋翼拉力及其俯仰、滚转力矩的大小和方向，从而实现直升机垂直、俯仰及滚转操纵。直升机前飞所需的前进力一般由旋翼拉力前倾所产生的水平分量来提供。旋翼拉力向左、右或后部倾斜可使直升机实现侧飞或后飞。改变旋翼拉力的大小可使直升机垂直飞行、起降或空中悬停。改变单旋翼直升机尾桨或尾部推力，或对多旋翼直升机进行差动操纵，可改变直升机航向。发动机在空中停车后，直升机可以利用旋翼自转下滑，安全着陆。



中国的直9型直升机

直升机主要由机体和升力（含旋翼及尾桨）、动力、传动三大系统以及机载飞行设备等组成。旋翼一般由涡轮轴发动机或活塞式发动机通过由传动轴及减速器等组成的机械传动系统来驱动，也可由桨尖喷气产生的反作用力来驱动。目前实际应用的是机械驱动式的单旋翼直升机及双旋翼直升机，其中又以单旋翼直升机数量最多。

直升机垂直飞行的概念比较古老。中国古代的玩具竹蜻蜓可认为是直升机旋翼的最早雏形。意大利达·芬奇于

1483 年提出了直升机的设想并绘制了草图。直升机的正式研制是在 20 世纪初开始的。1936 年德国 H. 福克成功地试飞了第一架得到公认的载人直升机 FW-61 。1942 年美国 I. 西科尔斯基在其第一架成功的直升机 VS-300 的基础上，开始成批生产 R-4 型直升机。

到 20 世纪 70 年代，直升机性能有了很大提高，成为一个大量生产、广泛应用的机种。它的最大平飞速度可达 300 km/h 以上，俯冲极限速度近 400 km/h ，使用升限可达 6000 m (世界纪录为 12450 m)，一般航程可达 600～800 km 左右。携带机内、外副油箱转场航程可达 2000 km 以上。根据不同的需要直升机有不同的起飞重量。当前世界上投入使用的重型直升机中最大的为俄罗斯的米-26 (最大起飞重量 56 t ，有效载重 20 t)。

直升机的突出特点是可以作低空(离地面数米)、低速(从悬停开始)和机头方向不变的机动飞行，特别是可在小面积场地垂直起降。由于这些特点使其具有广阔的用途及发展前景。在军用方面已广泛应用于对地攻击、机降登陆、武器运送、后勤支援、战场救护、侦察巡逻、指挥控制、通信联络、反潜扫雷、电子对抗等。在民用方面应用于短途运输、医疗救护、救灾抢险、紧急营救、吊装设备、地质勘探、护林灭火、施洒农药、空中摄影等。海上油井与基地间的人员及物资运输也是民用的一个重要方面。目前直升机相对飞机而言，振动和噪声水平较高，维修工作量较大，使用成本较高，速度较低，航程较短。直升机今后的发展方向就是在这些方面加以改进。

（撰写：张晓谷　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

zhishengjichang

直升机场　heliport　又称直升机起降场。设有必要设施供直升机起飞、着陆的规定场地。直升机场的主要组成同飞机机场类似，包括：升降带(跑道)、滑行道、停机坪、试车坪等。但直升机场的跑道长度可以远小于固定翼飞机场，因为直升机基本起降方式是垂直起降，即使用滑跑方式起降，其滑跑距离也非常短。直升机场等级一般分为一级、二级和三级，其主要数据见表。

各等级直升机场的主要数据

机场等级	适用机型	起飞重量 /t	升降带 /m	
			长度	宽度
一级	重型	> 12	900	170
二级	中型	4 ~ 12	220	110
三级	轻型	< 4	100	70



直升机停放在直升机场上

（撰写：王立群　审订：马建新）

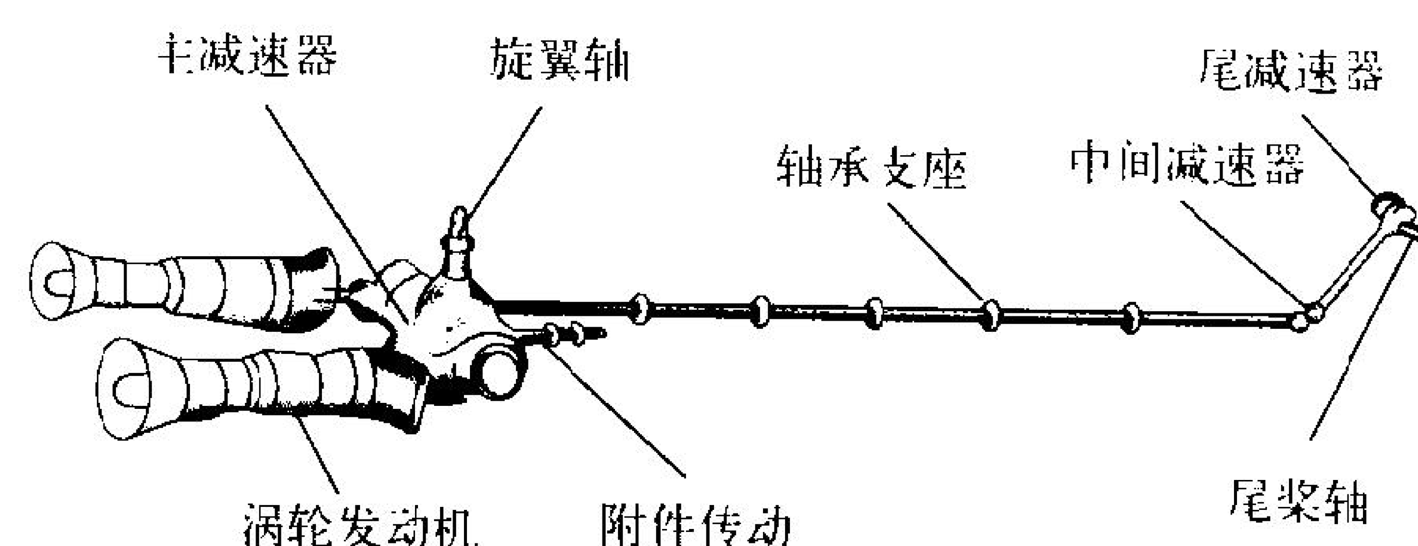
zhishengji chengyuan jiusheng

直升机乘员救生　helicopter crew escape　直升机自旋下滑着陆或着水的救生和空中应急离机。直升机上方有旋翼，乘员应急离机困难，迄今尚未广泛采用空中应急离机救生系统。空中应急时主要靠直升机自旋下滑，且使下沉速度减到允许的安全下降速度时着陆或着水，乘员撤离直升机实现救生。为减小摔机(着陆冲击)对乘员伤害，采用抗坠毁设计，即使用抗坠毁座椅及使机身和起落架也吸收一部分坠毁撞击能量。直升机着水后浮筒自动充气，使直升机在水中飘浮并维持飞机抬头姿态，乘员离机后乘救生筏等待救援。利用自旋下滑和抗坠毁实现乘员救生是有条件的。随着爆炸螺栓、爆炸索等快速切断技术及降落伞回收技术的发展，1964 年美国提出先切断旋翼和多余机身部分，随后用回收伞隐降座舱(分离座舱)拯救乘员，用 UH-1 、UH-25C 等直升机试验证明方案可行，但因使直升机重量增加太多而未采用。美国首先将火箭牵引救生系统用于旋翼系统研究机上，实现直升机空中应急离机，程序是：旋翼分离、分离或破碎座舱盖、脱开周期变距操纵杆、用牵引火箭把 3 个乘员以站立姿态定序地向上牵引出座舱、切断牵引绳、乘员乘救生伞下降着陆。旋翼系统研究机应急救生系统的另一种工作方式是仅切除旋翼使其作为定翼机返回地面。20 世纪 90 年代，俄罗斯为卡-50 直升机研制的 K-37-800 火箭—降落伞综合离机系统获得成功。

（撰写：高闻天　审订：袁修干）

zhishengji chuandong xitong

直升机传动系统　helicopter drive / transmission system　机械驱动式直升机上把发动机功率传递给旋翼、尾桨及有关附件，并使其达到所需转速的机械传动装置。一般包括减速器、传动轴、固定支座及旋翼刹车等部分。



单旋翼直升机传动系统示意图

当今世界上绝大多数直升机为单旋翼带尾桨式的。这种形式的直升机传动系统通常包括“三器三轴”，三器即三个减速器——主、中、尾减速器，三轴即三部分传动轴——发动机功率输出轴、主旋翼轴及尾桨传动轴。其中主减速器的传动比很高，负荷很大，结构复杂。中间减速器一般仅起换向作用，并不减速。有的直升机由主减速器的尾传动轴直接带动尾减速器，因而不设置中间减速器。尾减速器按所需转速驱动尾桨旋转。

直升机传动系统是处于发动机与旋翼、尾桨之间的重要传动部件。每一种型号的直升机都有专门设计的传动系统。旋翼、发动机及传动系统可说是直升机的三大核心部件。

（撰写：温清澄　审订：杨惠琴）

zhishengji chuizhi yuesheng

直升机垂直跃升　helicopter pop-up　直升机从悬停开始上升到新的悬停点的垂直机动飞行动作。例如，武装直升机从

隐蔽待机到升高高度进行攻击的战术过程。
（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

zhishengji dimian gongzhen

直升机地面共振 ground resonance of helicopter　直升机在地面工作状态时发生的旋翼—机体耦合自激振动。在直升机研制设计中必须设法避免它。地面运转的直升机受到外界初始扰动（如粗暴着陆、滑跑颠簸、操纵过猛等）后，组成旋翼振动系统的各片桨叶绕垂直铰不均匀地摆动起来，从而产生回转的不平衡离心力，它激起支持在后起落架上的机体结构系统振动；作为机体上一点的旋翼桨毂中心，在随着机体一起振动时，又以基础振动的方式，反过来对旋翼在旋转平面内激振，加强或削弱各桨叶原有的绕垂直铰的摆振运动。如果旋翼系统产生的离心激振力的频率和机体在起落架上振动的某个固有频率相同或接近，而对应该固有频率的固有振型又能使桨毂中心在旋转平面内发生振动；同时桨叶减摆器的阻尼和起落架缓冲支柱的阻尼在振动一周中消耗的功比上述激振力对系统做的功小，则桨叶的摆振运动和机体后起落架上的振动就会互相加剧，恶性循环数秒钟内就可使振幅增大到毁坏直升机的程度。因此，在直升机设计中必须合理选择起落架和桨叶减摆器的参数，使用维护时保持各参数的正常值，以避免发生地面共振现象。（撰写：郭泽弘　审订：张躬行）

zhishengji fanhui mubiao

直升机返回目标 helicopter wing over or return to target　武装直升机飞越目标后为再次攻击，爬升后减速并完成 90° 转弯，然后下降高度加速再转弯 90°，使航向改变 180° 指向目标的飞行。（撰写：周建新　修订：陈增江　审订：李志强）

zhishengji feixing kongzhi xitong

直升机飞行控制系统 flight control system for helicopter　对直升机的姿态和轨迹进行控制的各种控制系统的总称。与固定翼飞机不同，直升机一般具有 4 个控制通道，即纵向控制通道：通过控制旋翼纵向周期变距，实现俯仰姿态和速度的稳定与控制；横向控制通道：通过控制旋翼横向变距，实现横向姿态和侧向力的稳定与控制；偏航控制通道：操纵尾桨桨距，实现航向的稳定与控制；总距控制通道：通过控制旋翼的总距和发动机油门的协调控制，完成飞行高度的稳定与控制。对于一些专用直升机的飞行控制系统，还可以实现自动过渡控制、自动导引着陆／着舰控制和自动复飞控制、自动盘旋下降控制和缆高、缆位控制等特殊功能。数字化、余度电（光）传操纵、主动控制技术的应用，也是直升机飞行控制系统发展的主要趋势。
（撰写：王宗学　审订：王占林）

zhishengji feixing shiyan

直升机飞行试验 helicopter flight test　对直升机进行所规定的各项飞行试验。通常包括定型试飞、调整试飞、研究和专题试飞、适应性试飞等。具体试验项目有：起飞、着陆、下降（包括自转）、悬停、爬升、平飞性能测量和平衡特性试验；机动性、操纵性、稳定性和气动导数测定；机体和各部件静、动应力和载荷测量；环境振动测量；电器、仪表和导航设备性能和可靠性测量；武器和外挂装置性能和机体相容性试验；海洋、沙漠和热气候条件下的综合性试验等。同飞机飞行试验一样，直升机试飞是新机研制工作的重要组成部分。　（撰写：杨松山　修订：唐亚玲　审订：屈见忠）

zhishengji gonglü liyong xishu

直升机功率利用系数 helicopter power utilization coefficient　又称功率传递系数。直升机发动机的输出轴功率中旋翼可用部分的百分比。发动机的输出轴功率经过多个环节的损失（分流）传递到旋翼，此所剩为旋翼可用功率，其折扣由功率利用系数表示。这些损失包括：(1) 发动机体外减速器及传动系统所消耗的功率；(2) 散热装置所耗功率；(3) 有尾桨时驱动尾桨所耗功率；(4) 其他损失。这个系数不仅视具体机型不同而不同，且随飞行速度的改变而改变。对于机械驱动式单旋翼直升机，在悬停时此值约为 0.80 ~ 0.87 。
（撰写：王适存　审订：高　正）

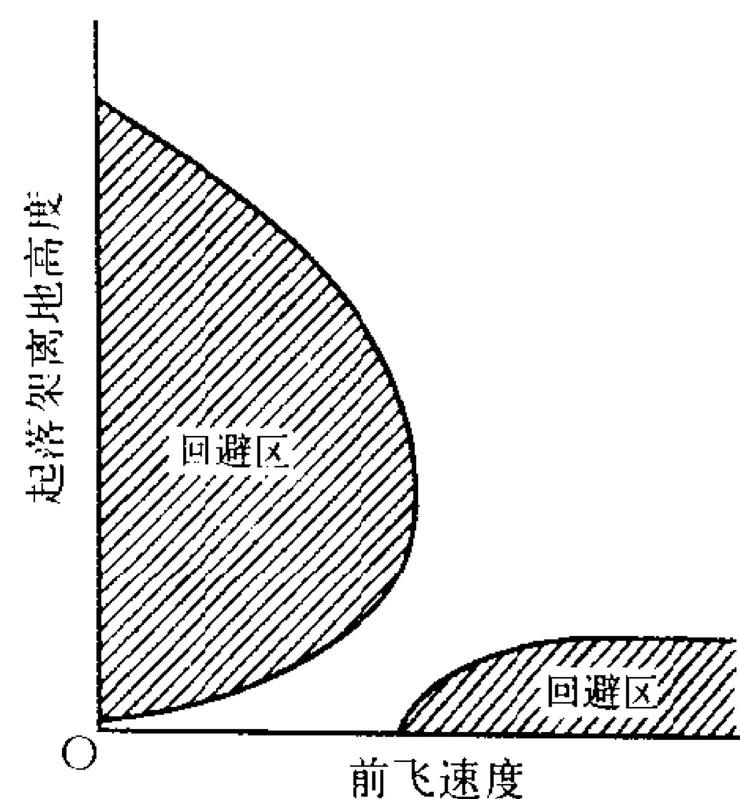
zhishengji gonglü zaihe

直升机功率载荷 helicopter power loading　又称马力载荷。直升机有地效起飞总重 G 与发动机起飞状态功率 N 之比。功率载荷常以 q 表示，$q = G/N$，意指单位发动机功率（每千瓦或每马力）所拉起的直升机重量。

一般直升机的功率载荷范围约为 $q = 3 \sim 5$ kg/hp 。发展趋势是功率载荷值在减小（q 值小于 3 kg/hp），因为一方面是当直升机悬停性能一定时，随着桨盘载荷 P 的增加，功率载荷将减小，另一方面随着发动机技术的进步，为提高直升机的飞行性能，将选用功率更大的发动机。
（撰写：郭士龙　修订：温清澄　审订：杨惠琴）

zhishengji huibiqu

直升机回避区 helicopter avoided-region, helicopter height-velocity diagram, Deadman's curve　又称直升机高度—速度图。直升机空中停车后欲安全自转着陆应回避的高度—速度范围。这个范围由试飞和分析相结合而确定。直升机在回避区的上限高度以上悬停时，当发动机停车后，驾驶员来得及进行操纵进入定常自转下滑状态，在接地前实施“瞬时增距”操作、突然释放旋翼的旋转动能，使直升机的下降率和水平速度迅速减小，安全着陆。直升机在离地很低的回避区下限高度以下悬停或低速飞行时，当发动机停车后，其下降率不会大于起落装置的设计承受限度。随着前飞速度的增加，直升机易于转入定常自转且自转下降率减小，在一定前飞速度时，回避区上下边界趋于封闭。当前飞速度过大且高度过小时，直升机停车后驾驶员来不及减小水平速度并调整姿态而导致事故，也应回避，因此又有右边的低高度回避区。（撰写：高　正　审订：王适存）



高度—速度曲线的一般模式

zhishengji jidong feixing

直升机机动飞行 helicopter maneuver　简称机动。直升机为了作业或战术所需而进行的变速度、变高度或变方向的有加速度的飞行。直升机机动飞行有三种：(1) 水平面内的机动飞行，如平飞加速和减速、水平盘旋、迅速进位、紧急侧移等；(2) 沿铅垂面内的机动飞行，如垂直跃升、鱼跃越障；(3)

空间机动飞行，亦称三维机动飞行，如爬升转弯、返回目标等。机动性是直升机飞行性能的组成部分，对于武装（攻击）直升机尤为重要，有些动作难于与特技飞行动作相区别。一般来说，前者是具有实战意义的动作，后者则常作表演用。

（撰写：周建新　修订：陈增江　审定：李志强）

zhishengji jinji ceyi

直升机紧急侧移　helicopter side-step　直升机从一个悬停点迅速侧向平移到另一个悬停点的飞行过程。类似于迅速进位，不同的是直升机是侧向飞行。从悬停、侧向加速到某一侧飞速度，然后减速至悬停的一种侧向水平机动飞行。

（撰写：王适存　审订：温清澄）

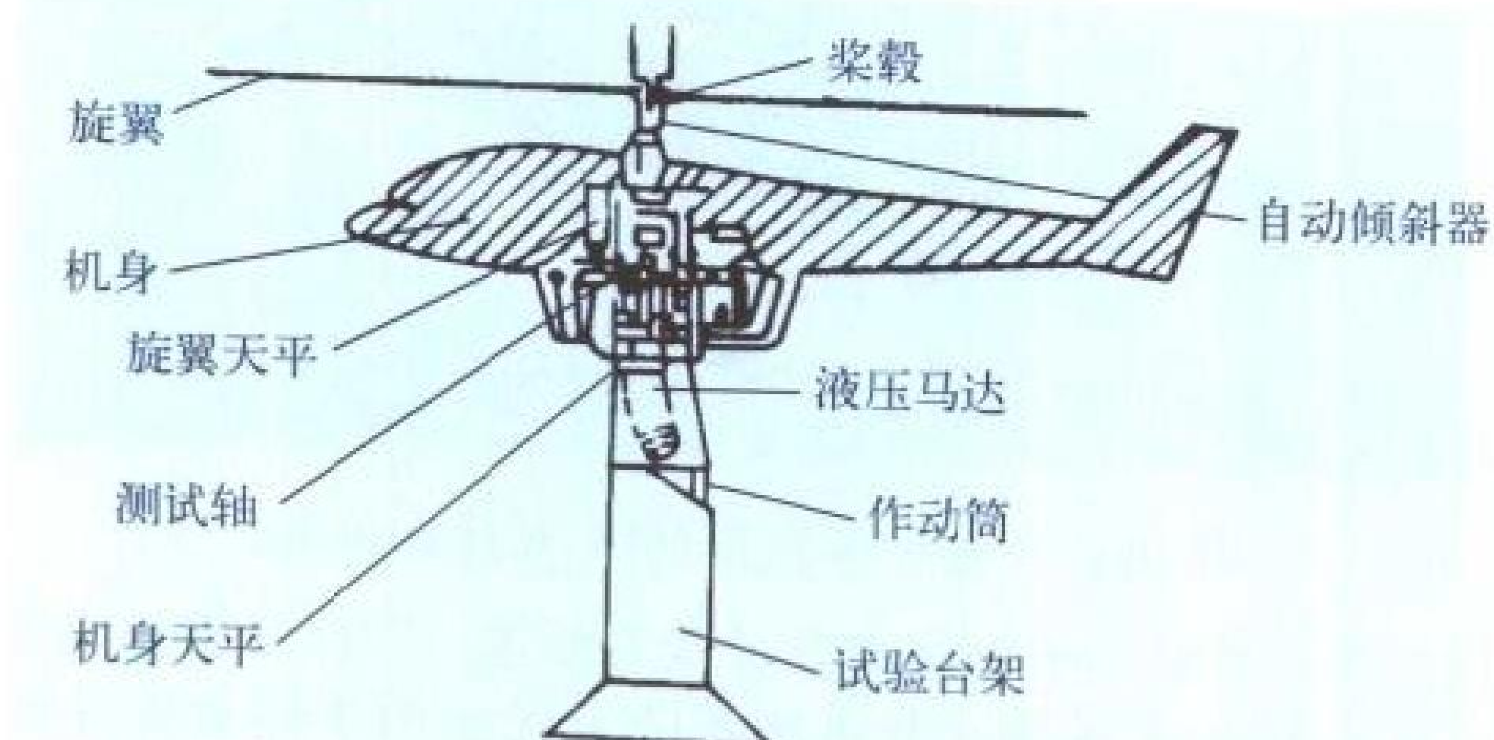
zhishengji leida

直升机雷达　helicopter radar　装载在直升机上的雷达。对其功能和性能的要求取决于载机的用途。因为直升机用途的多样性，往往对直升机雷达提出不同的功能和性能要求。通常对以陆用为主的直升机雷达要求具有对地面运动目标，尤其是行进间的坦克和运输车辆、导弹发射装置等重要作战目标的搜索能力，以及对各种障碍物，如地面建筑、高压电线等的回避和告警能力。为提高分辨力，这类雷达使用波段有往毫米波段发展的趋势，如美国陆军新一代 AH-64“阿帕奇”直升机就装备了“长弓”（long bow）毫米波雷达。对海军舰载直升机雷达，则要求具有良好的远距搜索能力，以增加舰队对周围海域作战态势的了解。对于以搜潜为主要任务的直升机，则要求雷达具有在强海杂波背景下，搜索小雷达截面积的目标，如潜艇露于水面部分的潜望镜或排气管的能力。

（撰写：许伟武　审订：包德聪）

zhishengji moxing fengdong shiyan

直升机模型风洞试验　helicopter model test in wind tunnel　风洞中研究直升机空气动力特性的试验，包括单独旋翼、单独机身、旋翼-机身组合及尾桨、尾面、武器挂架等组合模型的测力、测压和相互干扰试验，噪声试验，稳定性试验，旋翼流场测量以及气动弹性（如颤振、共振）等试验。试验应在大型低速风洞中进行；一般要求旋翼扫掠面积与风洞试验段截面积之比为 0.2～0.3；风洞试验段口径一般要大于 7 m。直升机旋翼风洞试验是直升机模型试验的关键。旋翼试验的相似要求有模型桨叶与全尺寸桨叶几何相似，质量和质量分布相似，弹性阻尼和刚度相似等。要做到完全相似是困难的，应根据试验项目选择主要相似参数。



直升机旋翼试验台示意图

直升机旋翼试验台是进行旋翼风洞试验的重要试验设备。一般由台架、动力驱动系统、操纵系统、安全监视系统和数据采集、处理系统等部分组成（见图）。试验时由动力系统带动旋翼旋转，通过多台天平和各种传感器测得静、动态信号送到数据采集、处理系统，用计算机进行实时处理，给出试验结果。操纵控制系统能对旋翼轴倾角、转速、风速、总距、周期变距等进行遥控。安全监视系统能安全监视旋翼的动态工作情况和结构载荷限制。除测量桨轴倾角、桨叶挥舞、摆振、总距、周期变距外，还能对桨叶挥舞交变弯矩、摆振弯矩、扭矩、变距、拉杆交变载荷进行自动监视和报警。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

zhishengji qiluo zhuangzhi

直升机起落装置　helicopter landing gear　直升机上用于起降、地面滑行和停放的装置。常见的有橇式和轮式两种。前者广泛应用于轻型直升机上，靠滑橇横向构件的弹性弯曲变形来吸收着陆撞击能量，起缓冲作用；其结构简单、成本低、重量也较轻，但不具备滑跑起飞能力；往往需要在滑橇



装轮式起落架的直升机

上安装辅助机轮，来解决在地面移动直升机的问题。有时为了防止地面共振，还装有专门的阻尼器。后者多用于中型和重型直升机上，主要由机轮和缓冲器构成，靠缓冲器吸收着陆撞击能量。它便于地面滑行、滑跑起飞和防止地面共振，但结构复杂、重量大、成本高、加工精度要求也高。轮式起落架机轮的布置情况可分为后三点式、前三点式和四轮式



装橇式起落架的直升机

等。按结构受力特点又可分为构架式、支柱式和摇臂式等形式。早期直升机由于飞行速度低，起落架一般采用固定式装置。现代直升机随着速度的日益提高也采用可收放式起落架。为防止着陆时撞伤机身尾部，在机身尾部常装有尾橇。

（撰写：郭士龙　修订：赵秀丽　审订：杨惠琴）

zhishengji qianfei shengxian

直升机前飞升限　helicopter service ceiling　又称直升机动升限或直升机使用升限。直升机斜向爬升所能达到的最大高度。在该高度以上，直升机的可用功率不足以维持平飞。前飞升限是直升机使用包线的最高点。为便于实际应用，爬升率为零的最大高度称为理论（前飞）升限；爬升率为 0.5 m/s

的最大高度称为实用(前飞)升限。

(撰写:高 正 审订:王适存)

zhishengji tiedi feixing

直升机贴地飞行 helicopter nap-of-the-earth flight 直升机利用地形地物作掩蔽，近地实施侦察、攻击或救援的超低空机动飞行。离地高度一般不大于 10 m，飞行速度较小且不断变化，经常在掩蔽物之间迂回穿插。与贴地飞行相近似的还有“地形跟踪机动飞行”。后者的离地高度在约 30 m 以下，略高于前者，随地形地貌而变化。要使直升机具有贴地飞行及地形跟踪的能力，除发动机的剩余功率要大和直升机结构能承受更大过载之外，首先要求旋翼具有承受负过载的能力。此外，在贴地飞行中，旋翼下洗流将引起地面涡这一特殊气动环境，在操纵时应加以注意。

(撰写:王适存 审订:高 正)

zhishengji xiexiang pasheng

直升机斜向爬升 helicopter slope climbing 直升机沿斜向航迹爬升的飞行。相对垂直上升状态，斜向爬升时直升机有前飞速度，因此对同一架直升机使用相同的发动机功率状态，斜向爬升速度比垂直上升速度快，因而是直升机上升到更高的高度最常用的一种飞行动作。

(撰写:温清澄 审订:李志强)

zhishengji xingneng celiang

直升机性能测量 measurement of helicopter performance 通过对直升机若干科目(含空速系统校准、悬停、起飞和着陆、平飞、爬升、自转下降和涡环吊挂等)的飞行试验，获取直升机的基本性能数据的测量。根据试飞大纲的不同要求，提出相应的测量参数，选择合适的测量设备，制定可行的试飞方法，再将测量的原始数据进行计算和换算，即可得到直升机的性能参数。 (撰写:唐亚玲 审订:屈见忠)

zhishengji xuanyi fangbing

直升机旋翼防冰 helicopter rotor anti-icing 直升机在结冰气象条件下飞行时，保证旋翼防冰表面不结冰，或允许间断结少量冰层而不影响飞行安全的防护措施。有液体防冰、电热除冰、微波除冰和振动除冰等。目前广泛使用电热除冰方法。 (撰写:韩凤华 审订:袁修干)

zhishengji xunsu jinwei

直升机迅速进位 helicopter dash stop 直升机从一个悬停点尽可能快速地转移到前面另一个悬停点的飞行过程。一种从悬停加速到某一个速度，然后再减速至悬停的纵向水平机动飞行。 (撰写:王适存 审订:温清澄)

zhishengji yuyue yuezhang

直升机鱼跃越障 helicopter hurdle-hop 直升机贴地飞行中超越障碍物的飞行。当贴地飞行遇到障碍物时，直升机减速，快速爬升越过障碍物，然后下降高度并进入新的平飞状态。这是直升机在战区常用的一种机动飞行状态。



直升机鱼跃越障示意图

(撰写:温清澄 审订:李志强)

zhishengji zhuojianchang

直升机着舰场 helicopter landing deck 航空母舰上供舰载直升机降落的飞行甲板，即直升机航空母舰飞行甲板上的降落区。在直升机着舰场上有直升机着舰装置，它保障直升机安全降落在飞行甲板着落区上，并在直升机着舰瞬间，立即夹紧直升机，以防直升机滑动与倾翻。



直升机航空母舰的舰面起降场

(撰写:王立群 审订:陈志伟)

zhishengji zhuojian zhuangzhi

直升机着舰装置 carrier-based helicopter landing device 保障直升机安全降落在航空母舰或其他军舰飞行甲板上的装置。它在直升机着舰瞬间，立即夹紧直升机，以防直升机滑动与倾翻。目前常用的着舰装置有三种：拉降式着舰装置，机载吸力垫式着舰装置、鱼叉式着舰装置。

(撰写:舰 船 审订:王立群)

zhishengji zhuoshui zhuangzhi

直升机着水装置 helicopter float gear 水上直升机用来在水面起降、滑行和漂浮停泊的装置。采用船体形机身设计，或改装和加装浮筒可以实现上述功能。船体式着水装置适用于中型和重型直升机，在设计中，要求能综合满足直升机在水上的浮性、抗沉性、耐波性、回转性、纵横向稳定性，并减小水动压力及过载等要求。直接将着陆装置改装或加装成浮筒式着水装置的方式多用于轻型直升机上。有时在中、重型直升机的机身两侧加装浮筒，以提高直升机的水面横侧稳定性，如美国的 CH-53、英国的“海王”、法国的“超黄蜂”等。



中国直 8 的着水装置(船形机腹和浮筒)

(撰写:郭士龙 修订:赵秀丽 审订:杨惠琴)

zhilie sheji

止裂设计 design of crack arrest 防止受力构件裂纹快速扩展的一种措施。常用的止裂技术有：(1) 在裂纹扩展前方安置加筋条，以降低裂纹前缘附近的应力；(2) 将整体结构改为若干个长条形构件的组合，把裂纹扩展限制在一个长条的范围内；(3) 在裂纹扩展的路线上打止裂孔；(4) 使裂纹扩展前方的结构中存在预压力，以降低裂纹前缘的应力；(5) 提高裂纹扩展前方材料的断裂韧度。

（撰写：郦正能　审订：何君毅）

zhidian xinbiao

指点信标 marker beacon 辅助导航用的一种低功率无线电信标。向其上空的小区域发射信号用以表明所在的点位。此信标发射台安装在地面适当位置（一般在沿跑道中心线延长线的规定距离点），垂直向上发射载频为 75 MHz 用电码调制的定向波束。当被空中机载接收机接收到经解调后，驾驶员能用耳听根据信号灯的点亮表示飞机正在通过该信标台上空，根据国际民航组织的规定，大中型机场应设 3 个指点信标台，远台距跑道入口约为 7200 m，中台距跑道入口约 1050 m，近台距跑道入口一般为 75 m，也可以根据机场条件确定。音频调制信号分别用 400、1300、3000 Hz 调幅，识别电码分别为 2 划/秒（蓝色灯）、点划/秒（琥珀色灯）和 6 点/秒（白色灯）。航路上的特定地理位置点也可安装指点信标台，采用和近台相同的制式，但识别码按各自要求而定。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

zhiling tanshe xitong

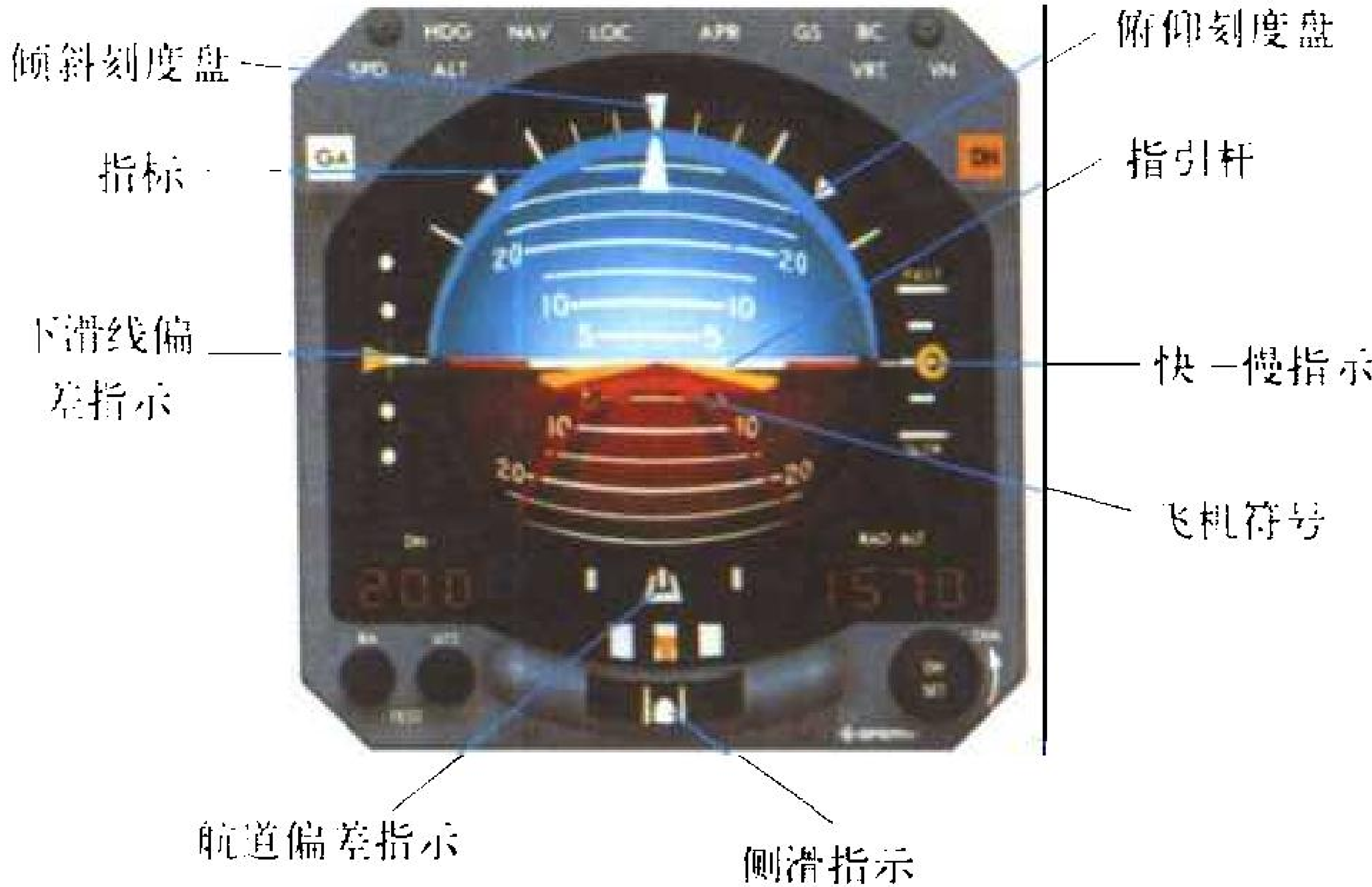
指令弹射系统 command ejection system 旧称程序弹射系统。对双座或多座飞机乘员应急弹射离机的顺序和时间进行自动控制的系统。保证各乘员按预定程序和时间间隔自动弹射，以使所有乘员在最短时间内迅速离机，且不发生空中干扰。早期的多座飞机是采用由正驾驶员发口令指挥弹射，常因贻误安全离机时机而失败，即使成功也因乘员散布区域广而造成营救困难。20 世纪 60 年代起采用了指令弹射系统，由指令选择、程序控制、时间延期机构以及火药燃气或电子部分组成，设有空座椅旁路控制机构，保证空座椅不弹射，缩短乘员弹射时间。为防止多座弹射空中干扰，常使用侧向轨迹发散火箭，使弹射轨迹发散。不同飞机上的指令弹射系统也不尽相同，如教练机上仅有一个教员操纵指令弹射系统；双座战斗机上有两个操纵指令弹射系统，两名乘员可同时弹射，也可各自单独弹射。中国于 80 年代研制并使用双座（串座）指令弹射系统。（撰写：徐正忠　审订：袁修干）

zhiling zhidao

指令制导 command guidance 见航天卷。

zhiyin dipingyi

指引地平仪 attitude director indicator (ADI) 又称姿态指引指示器或飞行指引指示器。显示飞机姿态和指令信号的一种综合飞行仪表。除显示垂直陀螺（参见陀螺地平仪）所测得的飞机姿态外，还显示仪表着陆系统的下滑线偏差信息和航道偏差信息。此外，有的指引地平仪还有飞机速度相对于给定速度值偏差的快慢指示，无线电高度表给出的高度指示，以及侧滑、故障告警等显示。在表盘上这种集中显示飞机着陆阶段所需要的大量信息，对于保证飞机安全着陆，尤其在夜间或复杂气象条件下安全着陆具有重要作用。活动指引杆呈"V"形（或"+"形），它和飞机符号的相对位置代表俯仰和倾斜操纵指令。驾驶员可直接按这一相对位置操纵飞机，使飞机符号与"V"形指引杆重合（或保持在"+"形杆的交点上），飞机便能进入预定的着陆航道。在机电式指引地平仪的基础上，20 世纪 60 年代又研制出电子指引地平仪，它可以在飞行过程的各个阶段综合显示更多的信息，是现代飞机上主飞行显示仪 (primary flight display, PFD) 的一种重要组成部分。



指引地平仪表盘正视图

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

zhidao wucha

制导误差 guidance error 导弹导向目标过程中，实际弹道相对于运动学弹道的散布。制导误差是用制导误差分布规律的数字特征来评定的。制导系统应当保证将导弹制导到目标附近给定的区域，在这个区域中制导误差不应超过战斗部的有效作用半径。

制导误差按其性质、产生的原因等因素一般可分为系统误差、随机误差、初始误差和动态误差等。

系统误差：在攻击目标过程中由系统确定的，保持不变或按确定性规律变化的误差。制导系统误差引起实际弹道相对于运动学弹道的系统偏离，在攻击条件不变的情况下，使每发导弹按照相同的弹道运动。

随机误差：制导系统在外部或内部各种随机因素或随机干扰的作用下（如气动干扰、输入信号的随机噪声等），产生的系统输出量偏离理想值（偏离理想弹道）的误差。随机误差是一个随机量，反复多次测量时其大小和符号各不相同。但是它有统计规律，具有确定的概率分布，可以用统计动力学方法确定其特征值。通常采用的统计分析方法有"蒙特卡罗法"，"协方量描述函数法"等。

初始误差：导弹制导系统开始正常工作瞬间，即起控时刻，实际弹道参数相对理论弹道参数的误差。造成初始误差的因素很多，诸如发射方式不同（追踪发射、前置发射、后置发射等），无控段目标机动，导弹加速度，弹体重力下沉，火力控制系统瞄准误差，数据装定误差等。只要导弹有足够的飞行时间，初始误差的影响会在飞行中被制导系统自动消除。对近距攻击导弹，由于飞行时间短，初始误差有可能成为脱靶的因素。初始误差往往是不可避免的，因此需要提高武器系统的瞄准精度、减小武器系统的发射误差等。

动态误差：系统的输入信号随时间变化时，由于构成系统存在惯性、时滞等环节，其输出量不可能立即、准确地响应输入量的变化而产生的误差。动态误差是影响导弹导引精

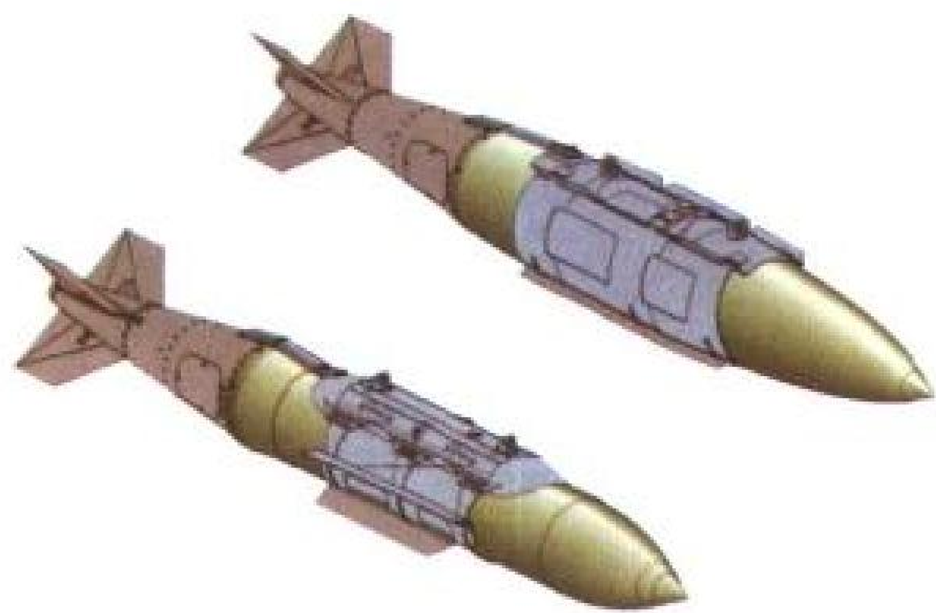
度的一个重要因素。减小动态误差的主要途径是提高系统的快速性，减少时滞环节和扩大导弹系统的带宽等。

减小动态误差与减小随机误差在设计上有一定矛盾。加宽系统通频带，提高快速性，可以减小动态误差，但却增大了随机误差。因此寻求最佳的系统参数选择，使误差总值降到最小是优化设计所追求的目标。

（撰写：董秉印　吕长起　廉建栋　审订：郑志伟）

zhidao zhadan

制导炸弹　guided bomb　见兵器卷制导航空炸弹。



JDAM 卫星定位／惯性导航制导炸弹

zhiyangzhan

制氧站　oxygen station　生产飞行和飞机维修所需的氧气和氮气的机场机构。它一般设制氧间、充氧车库、气瓶间、修理间和值班室，配备有制氧机、制氧车、充氧车、充液氧车、气瓶等。制氧车装有制氧机，将空气液化后利用氧、氮沸点的不同制取氧气与氮气。充氧车设有氧气瓶室和操作室；工作时利用汽车发动机带动压气机运转，将氧气瓶内的氧灌充给飞机上的氧气瓶。充液氧车利用贮液氧器的液氧因汽化产生的压力，向飞机灌充液氧；有的还装有液氧泵，能将液氧变成气氧后向飞机灌充。制氧站能生产高氧和普氧，有的还能生产液氧。高氧供飞行人员用，含氧量在 99.2 % 以上；普氧供焊接用，含氧量在 98.5 % ～ 99.2 % 之间。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

zhizao fuhexing

制造符合性　conformity　指民用航空器、航空发动机或螺旋桨，包括它们所使用的材料、零部件和机载设备的制造、试验和安装符合经适航当局批准的型号设计要求。制造符合性的内容包括：(1) 航空器、航空发动机或螺旋桨和其材料符合型号设计的技术规范；(2) 零部件符合型号设计的图样；(3) 制造工艺、生产过程和装配符合型号设计的规定。制造符合性不仅是按生产许可证生产或仅依据型号合格证书进行生产中适航当局检查的重要内容，同时也是型号合格审定中的重要检查内容。制造符合性检查的对象不仅包括航空器、航空发动机或螺旋桨本身，同时也包括在其上使用或安装的，由供应商提供的材料、零部件和机载设备。制造符合性检查对象还包括各类试验件，如强度试验件，飞行试验件，发动机和螺旋桨耐久性试验件，用于地面、功能和可靠性试验的航空器等，以确保试验的有效性。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

zhiliang foujuequan

质量否决权　quality veto　质量否决权是结合中国国情，为贯彻“质量第一”方针而提出的一项经济政策，它是指质量具有对企业和职工的劳动成果评价及其利益分配上最终的决定权。它具有奖励和惩罚正负双重激励功能。评价企业或职工的劳动成果，要从质量和数量两个方面来考核，不能单看数量。实施质量否决权，就是激励企业和职工从关心切身利益出发，关心和重视质量。实施质量否决权，分两个层次：一是上级主管部门对企业实行；二是企业内部对职工实行。为了有效地实行质量否决权，要建立科学合理的质量指标体系、完善的考核制度和严格的监督检查制度，形成质量考核、质量奖惩和质量改进的闭环管理。

（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

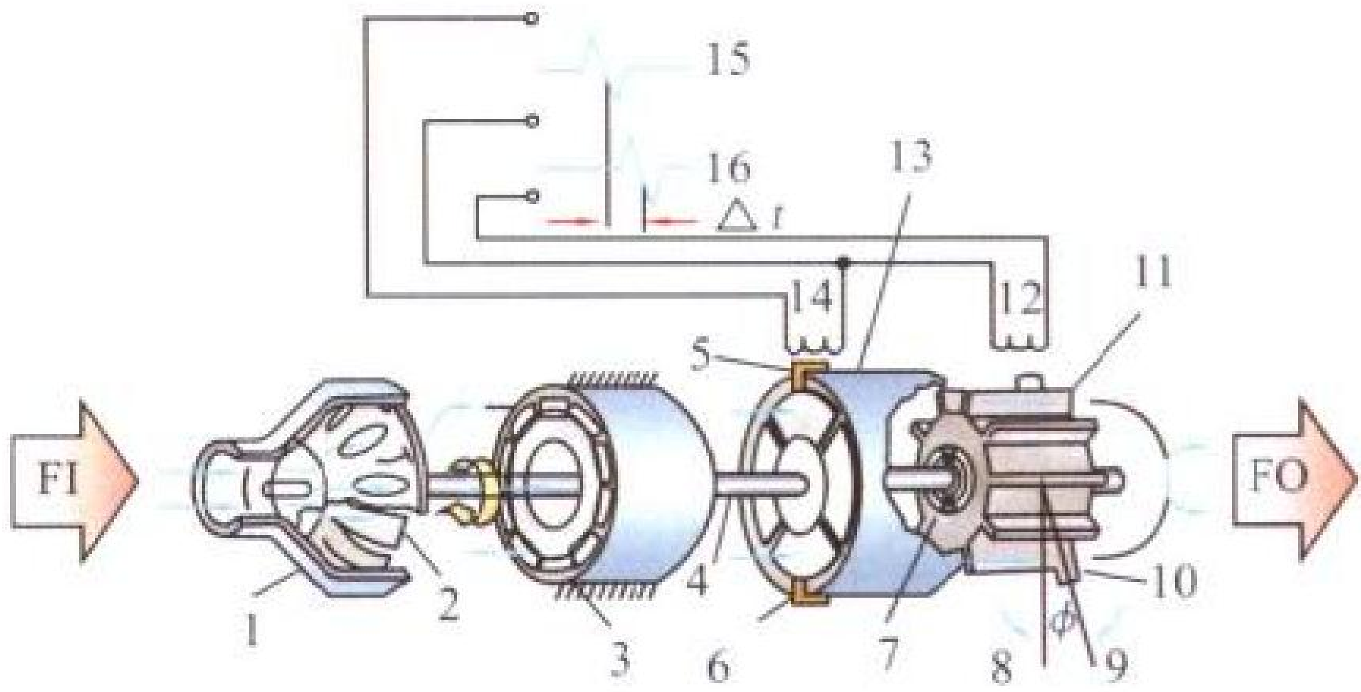
zhiliang jianyan

质量检验　quality inspection　对产品或服务的一种或多种特性进行测量、检查、试验、计量，并将这些特性与规定的要求进行比较，以确定其符合性的活动。航空工业质量检验工作贯穿于器材采购、产品研制、加工制造、成品试验和售后服务的全过程，例如器材进厂检验、生产工序检验、成品出厂检验等。

（撰写：魏曼丽　修订：金允汶　审订：张昌龄）

zhiliang liuliangji

质量流量计　mass flowmeter　直接或间接测量燃油质量流量的传感器，测量精度不受流体密度变化的影响。质量流量传感器种类很多，飞行器上应用的主要有直接测量和间接测量两类。直接测量质量流量计，见动量矩式质量流量计原理



动量矩质量流量传感器原理图

FI—燃油入口；1—燃油驱动器；2—阀门；3—直流器；4—轴；5—圆筒上磁铁；6—圆筒上磁铁位置；7—弹簧；8—偏转角；9—叶轮磁铁位置；10—叶轮磁铁；11—叶轮；12—叶轮检测线圈；13—圆筒；14—圆筒检测线圈；15—圆筒检测线圈输出信号；16—叶轮检测线圈输出信号；FO—燃油出口

图，燃油流入后首先转动流体驱动器 1，它产生一力矩转动圆筒 13 和叶轮 11 的轴，而后通过直流器 3 流入叶轮 11，使流经叶轮的燃油获得相应的角动量。根据冲量矩定理，使叶轮偏转 ϕ 角，在弹簧反作用力矩的平衡下，偏转角与质量流量成比例，同时，圆筒检测线圈和叶轮检测线圈两者输出的信号有一与质量流量成比例的时差 Δt，测出 Δt 便测出质量流量。间接测量质量流量计是利用容积式流量传感器的输出信号，以及燃油密度信号，用单片机计算出瞬时质量流量送至指示器。　（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

zhiliang shigu

质量事故　quality accident　航空产品在使用、生产过程中由于产品质量原因造成的意外损失或灾难。航空工业对质量事故分为等级事故、重大质量问题、飞行事故征候等三类。等级事故，是指产品质量问题在厂内外造成的飞行等级事故。其中，一等事故是指机毁人亡或机上勤务组人员中有一

人以上因飞行事故牺牲；二等事故指飞机报废或严重损伤，其修复费用超过同类型飞机购置价格的 60 %，或修复费用虽未达到 60 %，但修复后飞机性能未能达到规定标准而不能正常使用；三等事故指飞机损伤后能修复，且修复费用不超过同类型飞机购置价格的 60 %。重大质量问题，是指由于质量问题而造成成批飞机停飞、成批导弹撤出战备以及出厂产品在保修期内成批返修、退赔或直接经济损失 5 万元以上的问题；发动机交付长试失败、导弹靶试失败；在外场或厂内试飞站发生危及飞行安全的事故征候。飞行事故征候，是指飞机在工厂试飞或部队使用时因产品质量影响飞行安全，但未造成飞行事故的各种征候。例如，发动机空中停车、叶片折断但未损及飞机或发动机、飞机着火、刹车失灵、要害部位在外场发现多余物、机载设备或系统失效、座舱盖门飞掉等危及飞行安全的事故征候。

（撰写：陆镛　修订：金允汶　审订：张昌龄）

zhineng mengpi

智能蒙皮 smart skins　在飞机蒙皮中嵌入或在其表面上附着适当的传感器及电子器件，使之作为飞机蒙皮的同时具有信号探测、处理及传输等功能。探测包括飞机自身状态的探测（如温度、应力、断裂等）和外界态势的感知。所涉及的器件可包括相控阵天线阵列、光电传感器、处理器芯片、各种参数敏感器件、信息传输光纤等。智能蒙皮的潜在优点是：(1) 器件在大面积蒙皮上广泛分布，可获得提高性能和生存性方面的益处，如覆盖空域、冗余度；(2) 腾出机内空间，可作他用；(3) 用光纤取代导线，减轻重量，抗电磁干扰；(4) 改进飞机气动特性和隐身性。技术关键包括：(1) 热应力及气动力环境的适应；(2) 供电问题；(3) 安装、屏蔽及保护问题；(4) 可靠性、寿命及故障修复问题。

（撰写：吕宗祺　审订：龚世明）

zhineng mengpi jiegou

智能蒙皮结构 intelligent skin structure　将蒙皮结构材料与传感元件、驱动元件及电子系统集成在一起，采用结构设计与电子设计一体化技术，及通过蒙皮结构内的公用传感元件和信号处理器来实现飞行控制系统、通信、导航、电子战、雷达和光电子系统之功能的结构。

智能蒙皮结构是飞行器的重点研究内容之一，它不仅能够自动地检测出周围环境的变化，并自动适应环境，还可用于电子战，具有识别、人为干扰、隐蔽通信、威胁警告和电子保障系统的功能。对于材料内部的缺陷和损伤，智能蒙皮结构也能够进行自诊断、自修复、自适应，还能够抑制噪声和振动。

智能蒙皮必须选用新的合成材料，采用溅射、喷涂、半导体集成工艺，直接在材料中实现电集成、光集成，并且随材料一起进行工艺处理。这就要求电集成、光集成材料能耐受使用和工艺过程中的压力，并且集成工艺不应影响材料的强度。它还需具有高稳定性，能单线多路重复、适应温度范围广，易于同基体融合的新型传感器以及低能耗、大驱动应变、宽频带、稳定的作动器。

（撰写：王军　郦正能　审订：何君毅）

zhineng tuoyeshi jiamubiao

智能拖曳式假目标 intelligent towed decoy　用光纤或电缆牵引的应答式欺骗干扰雷达诱饵。它具有实时截获、干扰及时、欺骗性强和成本低的特点。智能拖曳式假目标不同于早期的独立转发式干扰假目标。它与载机上 ESM 设备、电源和能产生可变干扰方式的技术发生器通过拖曳光（电）缆相连。技术发生器产生的“欺骗调制”信号通过拖曳光（电）缆传送给诱饵假目标，再通过诱饵转换成合适的微波信号，经过放大后辐射出去。智能拖曳式假目标能产生多种干扰信号以对抗单脉冲跟踪导引头和其他射频制导武器。智能拖曳式假目标可以在飞行中或飞行后回收。大型飞机可通过加装一个绞盘系统以回收，对于高速飞机，诱饵可在投射后由降落伞回收。采用智能拖曳式假目标是对付现代雷达威胁、特别是单脉冲跟踪雷达的一项重大革新措施，是一种提高飞机生存能力、费效比极佳的自卫电子战手段。

（撰写：朱松　审订：胡民才）

zhineng yeguang jiamubiao

智能曳光假目标 smart flare decoy　一种投放到空中（或海面），能产生与被保护目标相似的红外辐射，以欺骗敌方的红外探测装置，保护目标免遭攻击的一次性使用光电干扰装置。它有一定的“调制”特性，所以称为智能的以区别无调制的曳光假目标。曳光假目标的烟火剂通常由镁粉、硝化棉、聚四氟乙烯混合而成，经发射出去，烟火剂燃烧后迅速形成红外辐射假目标。该假目标与被保护目标同时处在敌方红外探测器视场内，假目标的红外辐射相似于被保护目标且有效辐射强度比被保护目标辐射强度大，因而等效辐射中心偏向假目标一边，红外探测器的跟踪偏向假目标，随着假目标与真目标的距离逐渐增大，真目标越来越处于红外探测器视场的边沿，直至最后脱离该视场，红外探测器转而跟踪假目标。曳光假目标的主要性能有起燃时间、燃烧持续时间、光谱辐射特性和有效辐射强度等。曳光假目标结构简单、成本低、使用方便，是应用最为广泛的一种红外假目标。

（撰写：龚渝　审订：胡民才）

zhongcheng feiji

中程飞机 medium-range aircraft　具有中等航程的民用飞机。目前各国对中程飞机的确切标准尚不一致，一般满载航程为 2500 ～ 7000 km，如波音737、MD-90、A 321 等。

（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

zhongdikong guanzhiqu

中低空管制区 mid and low-altitude fight control area　为对中低空航路进行飞行管制而在全国范围内划设的若干个互相毗邻的管制区。范围大体上和飞行管制分区对应。

（撰写：管德）

zhonghua renmin gongheguo minyong hangkongfa

中华人民共和国民用航空法 Civil Aviation Law of People's Republic of China　1995 年 10 月 30 日第八届全国人民代表大会常务委员会第十六次会议通过，1995 年 10 月 30 日中华人民共和国主席令第 56 号公布，自 1996 年 3 月 1 日起施行。它是为了维护国家的领空主权和民用航空权利，保障民用航空活动安全和有秩序地进行，保护民用航空当事人各方的合法权益，促进民用航空事业的发展而制定的。其内容共分 16 章 214 条，包括：总则、民用航空器国籍、民用航空器权利、民用航空器适航管理、航空人员、民用机场、空中航行、公共航空运输企业、公共航空运输、通用航空、搜寻

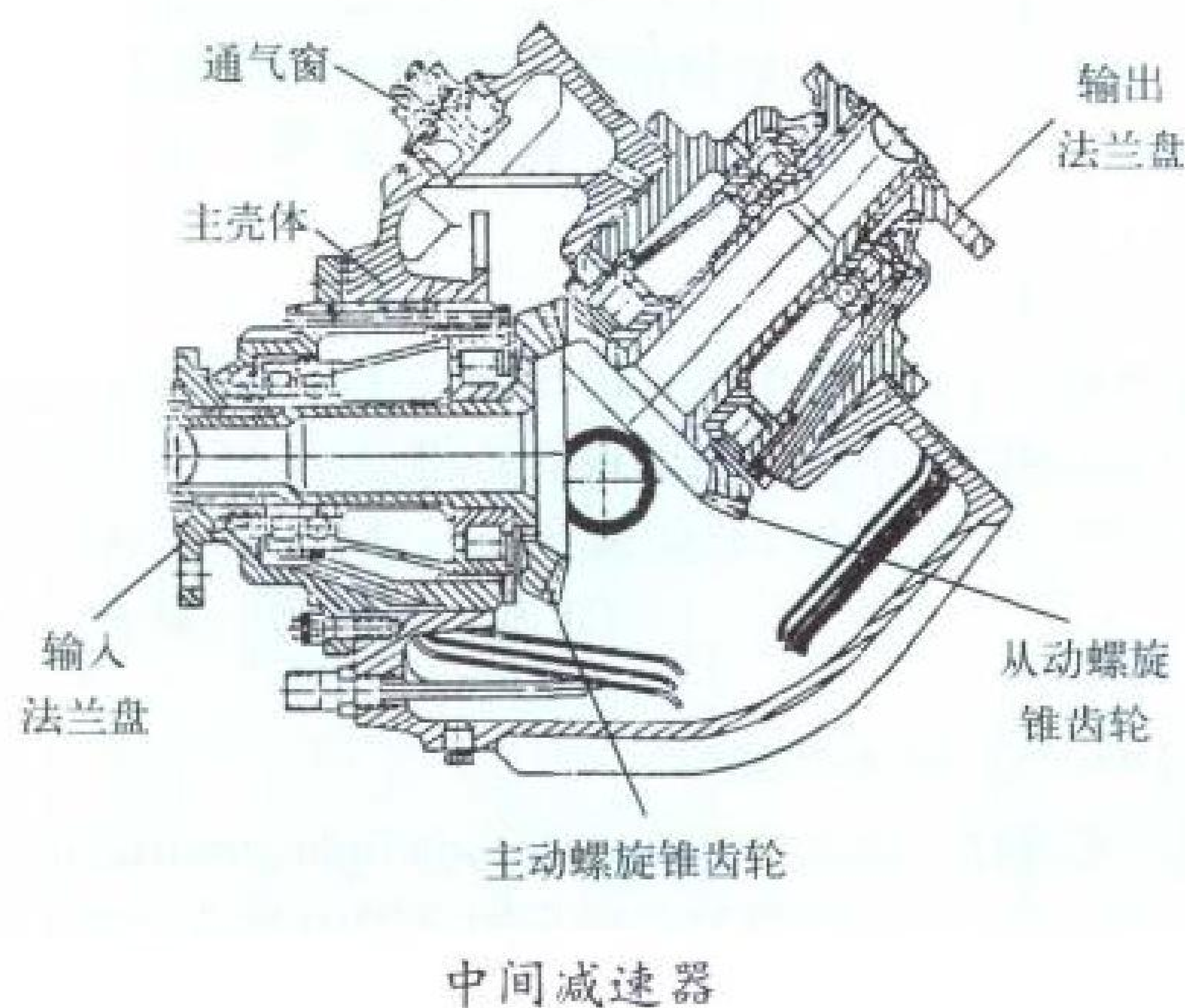
援救和事故调查、对地面第三人损害的赔偿责任、对外国民用航空器的特别规定、涉外关系的法律适用、法律责任和附则。（撰写：金允汶　审订：张昌龄）

zhongjian chanpin

中间产品 intermediate product　生产过程中作为劳动对象被消耗的产品，或一个企业完成需另一个企业继续深加工或装配，仍处于社会生产过程的产品。亦指按最终产品要求层层分解而组织专业化生产的零部件产品。对于航空工业来说，若飞机是最终产品，则飞机生产所需原材料、辅助材料以及配套用发动机、各种飞机设备和元器件就是中间产品。对于某一个企业来说，其最终出厂进入市场的产品是最终产品，如发动机厂生产的发动机，而生产发动机所需的原材料、辅助材料及配套产品就是中间产品。但对社会来说，发动机只是中间产品。因此，企业的中间产品，必定是社会的中间产品；而社会的中间产品，不一定是企业的中间产品。（撰写：叶家琼　修订：金允汶　审订：张昌龄）

zhongjian jiansuqi

中间减速器 intermediate reduction gearbox　安装在直升机主减速器与尾部减速器之间，用以降低尾桨转速的减速器。单旋翼直升机需要尾部螺旋桨来平衡其旋翼的扭矩，尾桨旋转平面是垂直的，为了着陆安全，尾桨与地面应有一合适的距离。因此一般直升机都需要用中间减速器改变尾传动轴的方向，提高尾部减速器的高度并减速。中间减速器一般采用一对螺旋锥齿轮传动，其减速比多数为 1 或略小于 1 。采用内涵式尾桨或尾传动轴的位置足够高的直升机就无须使用中间减速器。



中间减速器

（撰写：章永锋　审订：陈　光）

zhongjian tuili

中间推力 intermidiate thrust　发动机油门置于中间状态（亦称军用状态）位置时所产生的推力。中间推力随飞行高度、飞行速度和大气条件变化。参见中间状态。（撰写：张　津　审订：陈大光）

zhongjian zhuangtai

中间状态 intermediate rating　加力式喷气发动机产生最大的不加力推力的工作状态。这时主机（包括压气机、主燃烧室和涡轮）的工作状态和最大状态相同，加力燃烧室不喷油点火，主机各部件的气动载荷和热载荷达到或接近最大允许值，所以中间状态的连续工作时间和总工作时间一般也受到限制。此状态用于起飞、短时间爬升、加速和超声速巡航等。（撰写：张　津　审订：陈大光）

zhongkong feixing

中空飞行 medium altitude flight　飞机在 1000 ~ 7000 m 高度之间的飞行。中空飞行是最有利于发挥飞机性能的高度。中空发动机推力比较大，飞机的操纵性和稳定性都比较好，飞机的机动性在这个高度上能得到充分发挥。一般驾驶员作复杂特技、高级特技都在中空飞行。从空战的角度看，中空出航容易被雷达发现，可能受到导弹或地面炮火的攻击。（撰写：李玉璞　审订：李志强）

zhongxin jichang

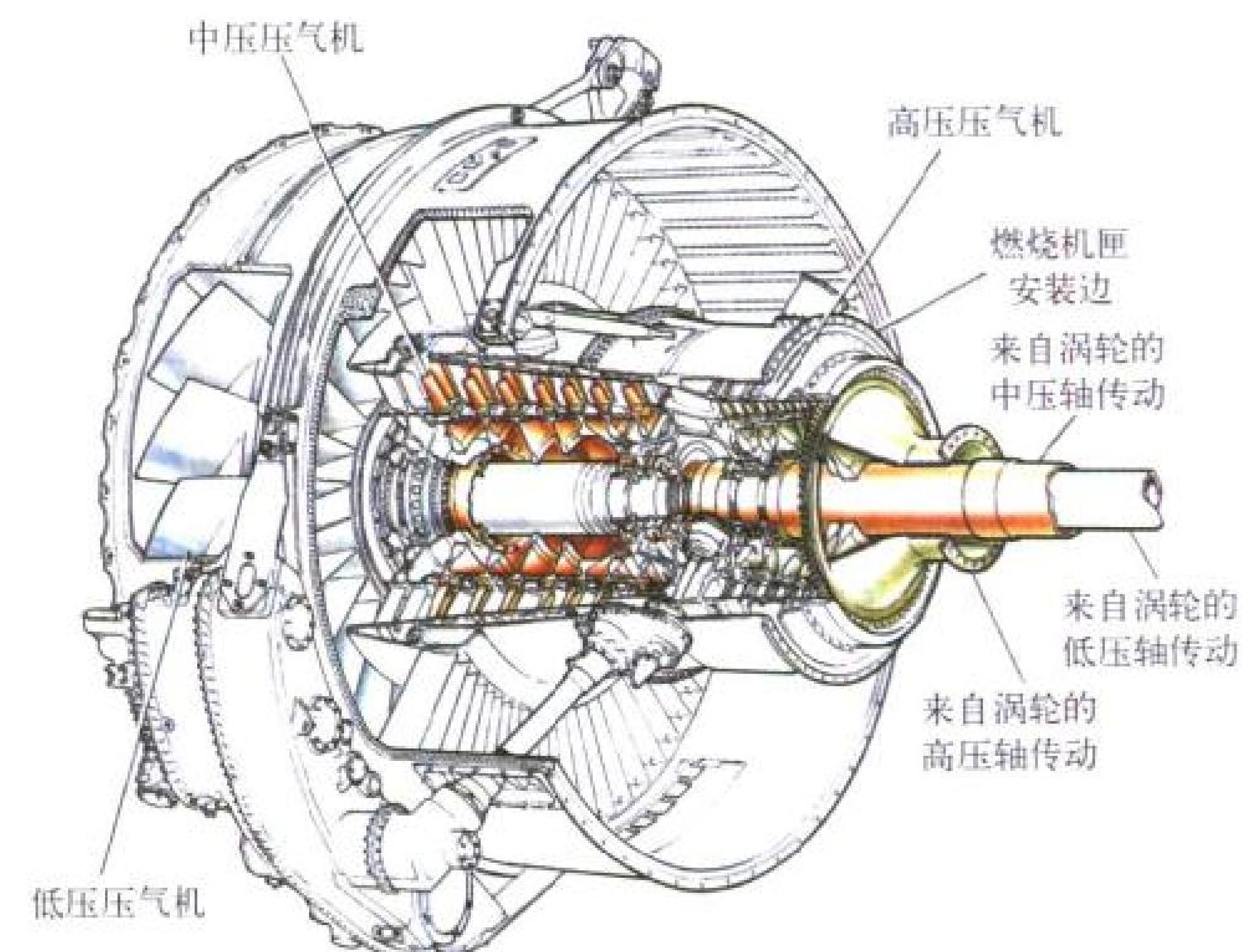
中心机场 central airfield　建有保障资源中心的永备机场。它是 3 层次机场布局中的最高层次。通常其周围分布有若干个常规机场。它在平时与战时可向其周围的常规机场提供保障资源上的支持。例如，美国空军在东北亚地区建有中心机场，向驻扎在日本、韩国的美国空军用的常规机场提供保障资源的支援。（撰写：王立群　审订：马建新）

zhongxing feiji

中型飞机 medium aircraft　具有中等最大起飞重量的飞机。目前各国对中型飞机的确切标准尚不一致，不同种类的中型飞机其最大起飞重量也不相同。中型民用飞机的最大起飞重量一般在 60 ~ 136 t 之间，如中国的运 8；中型轰炸机的最大起飞重量一般在 45 ~ 90 t 之间，如中国的轰 6、英国的“火神”轰炸机。（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

zhongya yaqiji

中压压气机 intermediate pressure compressor　三转子燃气涡轮发动机中位于低压压气机和高压压气机之间的那个压气机级组。中压压气机的几何外观及内部流动主要特征亦介于两者之间。与只有低压压气机和高压压气机的双转子发动机



中压压气机（罗·罗公司提供）

相比，中压压气机的采用使非设计工况下有更多的中间级保持或接近设计的迎角，因而有更高的全台压气机效率和喘振裕度。此外，采用中压压气机可减少高压压气机的级数以及

相应的于较高温度和较高转速下工作的高压涡轮的级数，这样就有可能减少冷却空气用量，提高循环功率和经济性。不过，由于发动机的结构复杂，中压压气机仅得到极有限的应用。 （撰写：凌天铎 审订：陈矛章）

zhongyang caozong jigou

中央操纵机构 cockpit control mechanism 又称座舱操纵机构。驾驶员的手、脚直接操纵的部分。由手操纵机构（驾驶杆或驾驶盘）和脚操纵机构（脚蹬）所组成。如图所示，在

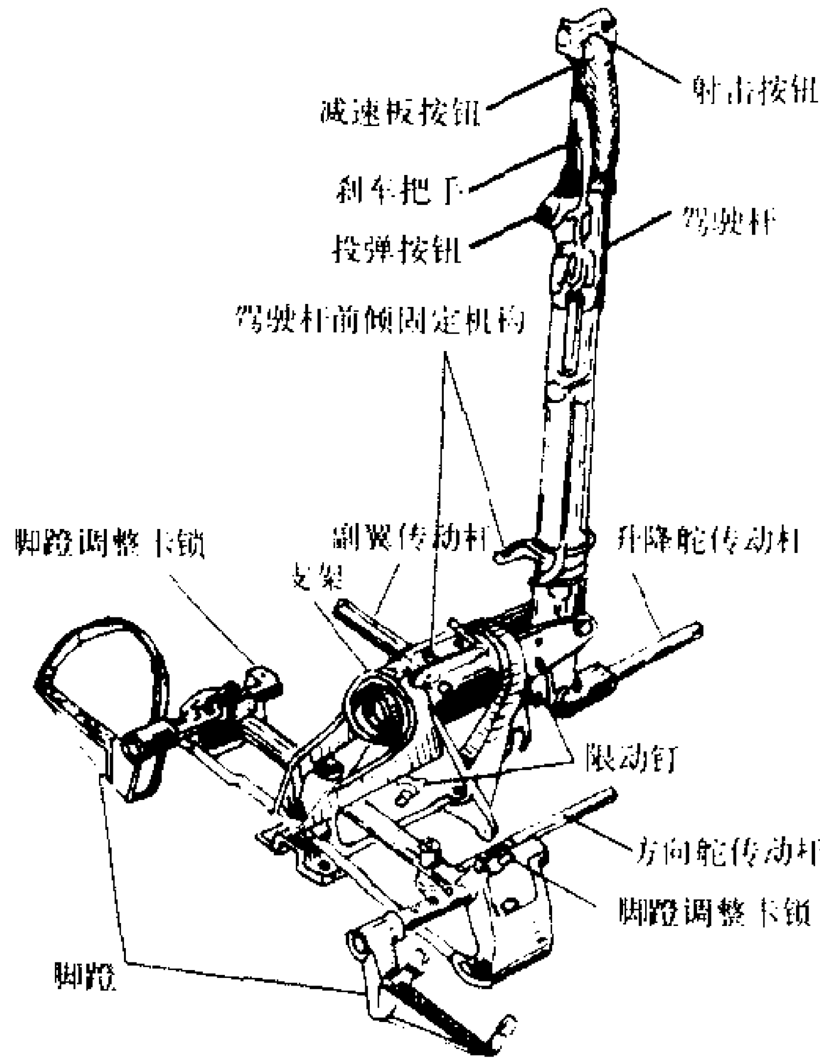


图 1 中央操纵机构（驾驶杆和脚蹬）

操纵系统的发展过程中，中央操纵机构变化不大，仅在作大过载的飞机上，需要把座椅向后倾斜时，使用了侧置驾驶手柄，即侧杆机构。

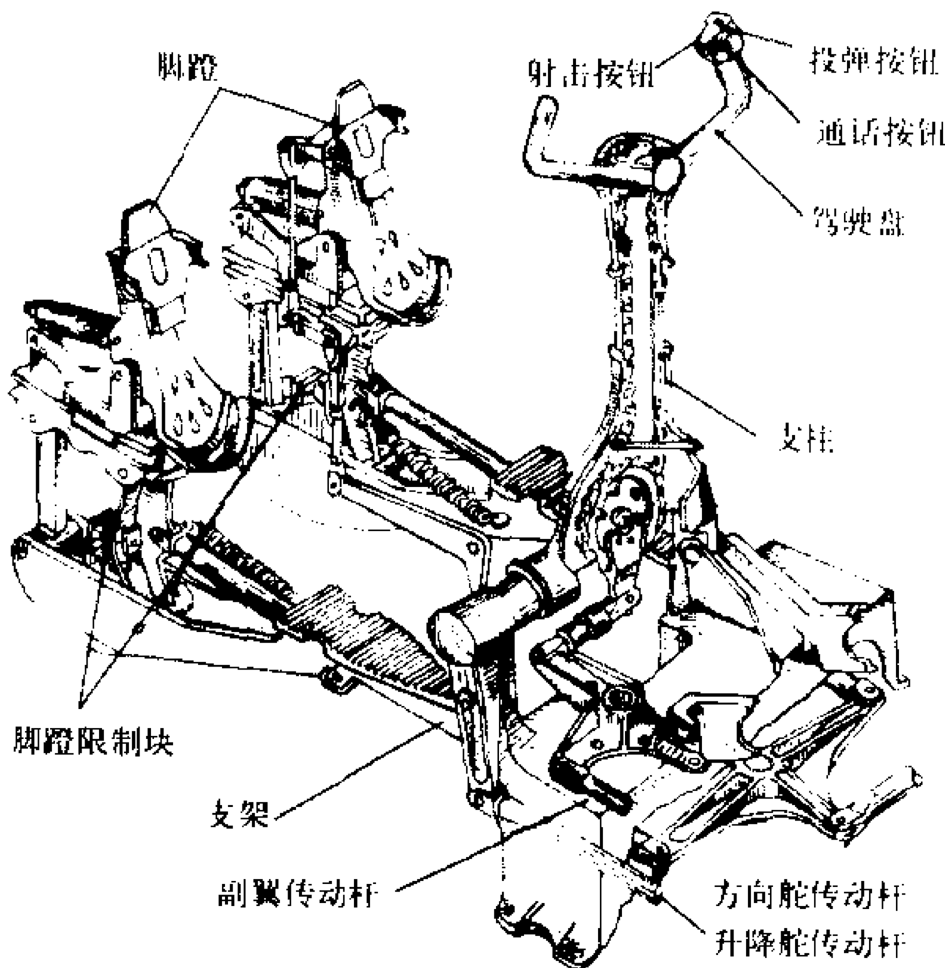


图 2 中央操纵机构（驾驶盘和脚蹬）

（撰写：徐鑫福 审订：王占林）

zhongyang gaojing xitong

中央告警系统 central warning system 对影响或危及飞行安全的不正常飞行状态进行集中检测和报警的装置。由大气数据计算机、襟翼和起落架位置传感器、座舱压力高度传感器、火警检测系统、失速告警计算机、近地告警计算机、中央告警计算机和告警指示板等组成。中央告警计算机不断接收传感器的状态和信号，根据预先设定的报警条件进行实时检测，主要告警功能有：火警，飞机超速或失速，起飞和着陆时襟翼、缝翼、起落架或减速板位置不当，座舱压力高度过高，自动驾驶仪断开，近地告警，高度偏离。中央告警计算机根据告警的紧急程度实行综合分级管理，告警通常分为警告、注意和提示3级。用不同的音响和灯光报警。有的中央告警系统还同时输出话音报警。

（撰写：潘之劲 修订：凌耀城 审订：金德琨）

zhongzhi qifei

中止起飞 abort the take off 又称中断起飞。飞机在起飞过程中遇到意外情况不宜起飞而采取的紧急措施。当飞机在起飞滑跑加速过程中，因一台发动机突然发生故障，使飞机滑跑速度达到失效速度 V_{EF} 时，临界发动机停车，此时，飞机的滑跑起飞速度小于决策速度 V_1 时，需中止起飞。决定中止起飞时驾驶员处置要果断，要有先期预见，特别当决定中止起飞瞬间需立刻放前轮、收油门、打开减速装置、缓慢并柔和地带刹车保持直线滑行，达到飞机完全停止为止。

（撰写：周建新 修订：陈增江 审订：李志强）

zhongduan guanzhiqu

终端管制区 terminal (approach) control area 又称进近管制区。负责管制航路、航线出口到机场塔台管制区之间的空域。其中包括空中走廊和等待空域。可以是对一个机场设置，相邻机场较多时，也可以几个机场共设一个终端（进近）管制区。 （撰写：管 德）

zhongduan guanzhishi

终端管制室 terminal control center 又称进近管制室。对授权管理的终端（进近）管制区中的空中走廊和等待空域中飞行的航空器进行空中交通管制的民用航空机构。也可以和塔台管制室合成一个机构。 （撰写：管 德）

zhongli jiayou

重力加油 gravity refuelling 又称开式加油。用加油枪从油箱上部加油口向飞机内加注燃油的方式。机上一组相互串通的油箱一般只设一个加油口，加入的燃油依靠自身重量流入各串通的油箱，直到目视该组油箱全部加满，或按油尺的浸油深度加到所需的油量。这种加油方式不需要专用的压力加油车；缺点是加油时间太长，地勤人员劳动量大，加油量不准确，容易过满溢油而影响安全，在风沙雨雪等环境中加油容易造成燃油污染，加油人员和加油设备容易损伤飞机外表等。老式飞机均采用重力加油，目前还常用于轻小型飞机或作为已设置压力加油系统的飞机的一种辅助加油方式。

（撰写：徐 干 审订：杨燕生）

zhongxing feiji

重型飞机 heavy aircraft 最大起飞重量很大的飞机，多为远程飞机。目前各国对重型飞机的确切标准尚不一致，不同种类的重型飞机其最大起飞重量也不相同。重型民用飞机的最大起飞重量不小于136 t，如空中客车公司的A 340、波音公司的波音747；重型轰炸机的最大起飞重量一般在100 t以上，如美国的B-52、B-2和俄罗斯的图-160等。

（撰写：赵群力 审订：顾诵芬）

zhongzai qidong

重载起动 dead crank 为检查起动机模拟发动机不点火时（即起动机负载最大时），起动机带动发动机在规定的时间内从静止状态到某一预定转速（高于点火转速，低于脱开转速）的能力的起动过程。

（撰写：李志广 审订：陈 光）

zhoubianjian

周边键 peripheral key 又称软键 (softkey)。即软件可定义的键。配置在显示屏四周的键，周边键的总数以及每一边周边键的数量根据需要而设定。一般情况下，将显示屏的上边沿和下边沿的周边键定义为专用功能键，键上刻有专用功能键的名称；左边沿和右边沿的周边键定义为行选择键，键上刻有“-”或“>，<”的白色标记，每一个键对应于菜单中的显示项，菜单中显示内容不同，行选择键代表的功能也不同。也可以把全部键的功用由软件定义。按下某个键时，显示器显示对应的表格、图形和图像。有的在键与键之间设计一个凸出的台阶，防止误操作。键的形状通常为正方形或长方形。键的颜色、大小、间隙、行程和按力符合人机工效。如果需要，键的内部照明和面板可符合夜视兼容性的要求。 (撰写：岑国荣 审订：顾世敏)

zhouqi

周期 period 见周期振动与谐振动。

zhouqi bianju caozonggan

周期变距操纵杆 cyclic (pitch) controller, cyclic (pitch) lever 简称驾驶杆。与固定翼飞机的驾驶杆相似，通过操纵线系与倾斜盘相连接的直升机驾驶杆。一般位于驾驶员座椅的中央前方。驾驶员前、后(或左、右)操纵周期变距操纵杆，使倾斜盘相应地前、后(或左、右)倾斜，从而使桨叶的桨距作每转一次的周期改变，造成旋翼拉力矢量按相应的方向倾斜，达到控制直升机的前、后(或左、右)和俯仰(或横滚)运动。周期变距操纵杆在结构上必须保证纵向、横向操纵的独立性。在周期变距操纵杆上，还可根据不同的要求，装设各种开关、按钮和把手。

随着电传、光传操纵技术的发展，座舱操纵机构也在向新型侧杆操纵方式发展，即手操纵杆从驾驶员座位的中央前方移至座位的右侧，并有可能与总距操纵杆和脚蹬合而为一。其可能的形式有：四轴型(俯仰、滚转、航向和升降四种操纵合而为一)；3(俯仰、滚转和升降)+1(航向)脚蹬型；3(俯仰、滚转和航向)+1(升降)总距型；2(俯仰和滚转)+1(升降)总距+1(航向)脚蹬型四种。

(撰写：郭士龙 修订：温清澄 审订：杨惠琴)

zhouqi zhendong yu xiezhendong

周期振动与谐振动 periodic vibration and harmonic motion 一定时间长度里的振动时间历程。在这个时间段之前或之后，连续的以同样的时间长度重复出现，称为周期性振动，见图 1。这个连续地重复的时间长度(图 1 中 T)，称为周期；每秒钟里重复的次数称为频率；振动的大小(图中的纵坐标)称为振幅(此定义适合于各种类型的振动，不限于周期性振动)。不符合上述条件的振动称为非周期振动。

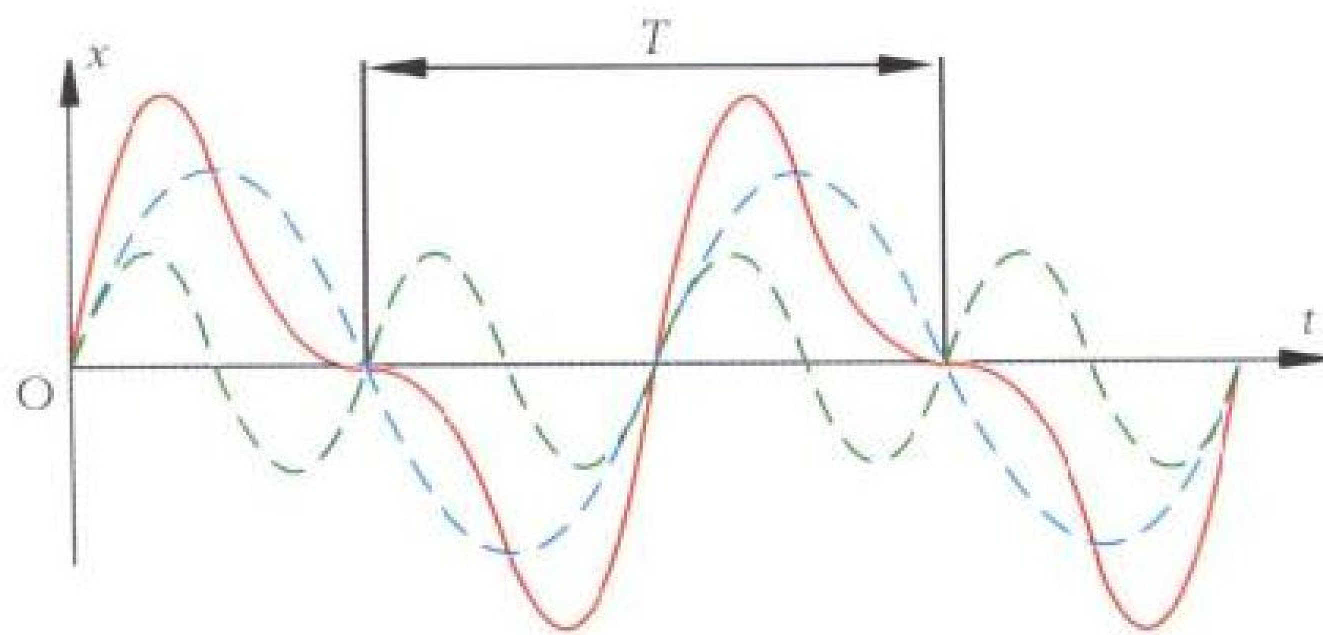


图 1 周期振动

谐振动，也叫简谐振动 (simple harmonic motion)，振幅的时间历程为正弦或余弦曲线的周期振动。它的特性由振幅、频率和相位角确定(见图 2)。

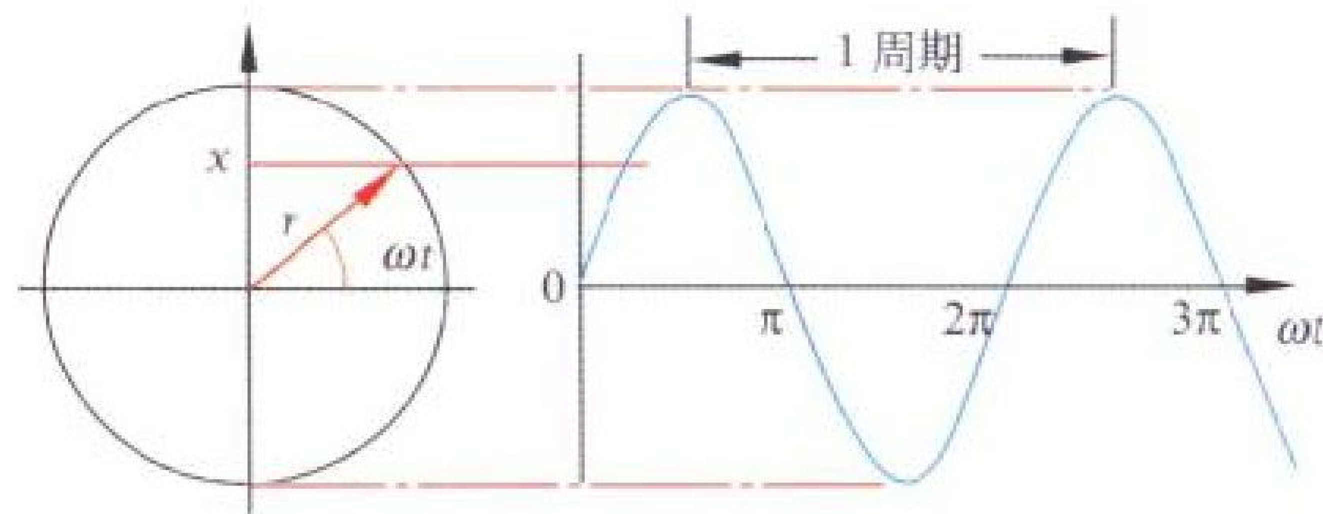


图 2 谐振动

(撰写：管 德)

zhouduicheng liudong

轴对称流动 axially symmetric flow 在通过对称轴的所有子午面内流动情况都相同、并且速度向量都处在子午面内的流动。直匀流零迎角绕旋成体机身的流动是轴对称流动。取圆柱坐标系 (x, r, θ)，使 x 轴与旋成体轴线重合，则流动参数只依赖于 x 和 r 坐标，而与角坐标 θ 无关，且 θ 方向的速度分量为零。轴线为直线的变截面圆管中的流动等都是轴对称流动。由于轴对称流动问题只含两个空间坐标，其数学处理比一般三维流动简单。

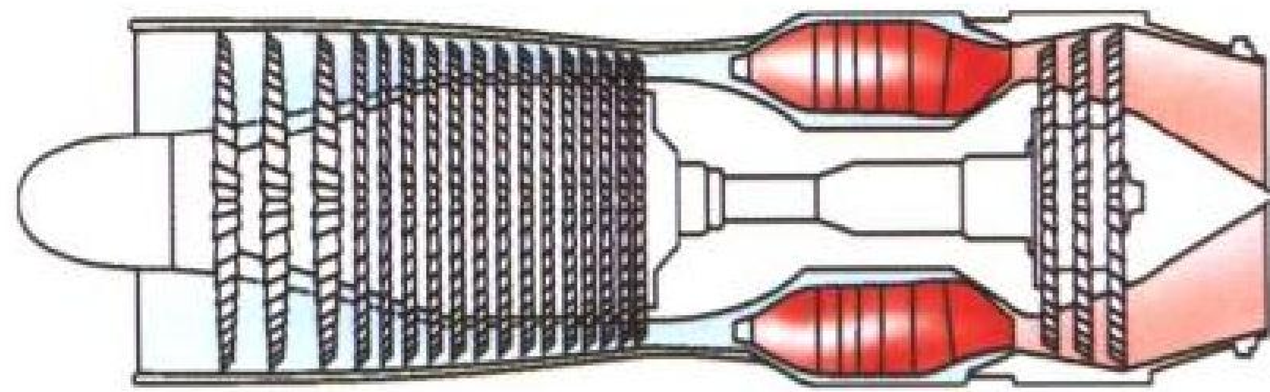
(撰写：黄明恪 审订：张仲寅)

zhougonglü

轴功率 shaft power 涡轮螺旋桨和涡轮轴等发动机从带动螺旋桨和旋翼的轴上输出的功率。它是该类发动机的主要性能参数之一。重型直升机用的涡轮轴发动机的轴功率可达 6000 kW 左右，而小型涡轮轴发动机的轴功率只有 200～450 kW。 (撰写：张 津 审订：陈大光)

zhouliushi penqi fadongji

轴流式喷气发动机 axial jet engine 采用轴流式压气机的涡轮喷气发动机。由于早期人们对轴流式压气机的知识掌握不够，当时轴流式压气机的设计较笨重，成本高，性能差，特性不良。20 世纪 50 年代中期以后，随着有关设计和制造技术的发展以及发动机增压比与推力要求的提高，轴流式压气机在效率、增压比和流通能力方面的优势逐步显现出来。因此，目前的大中型涡轮喷气和涡轮风扇发动机几乎都是轴流式的。 (撰写：方昌德 审订：陈 光)



单转子轴流式喷气发动机示意图

zhouliushi wolun

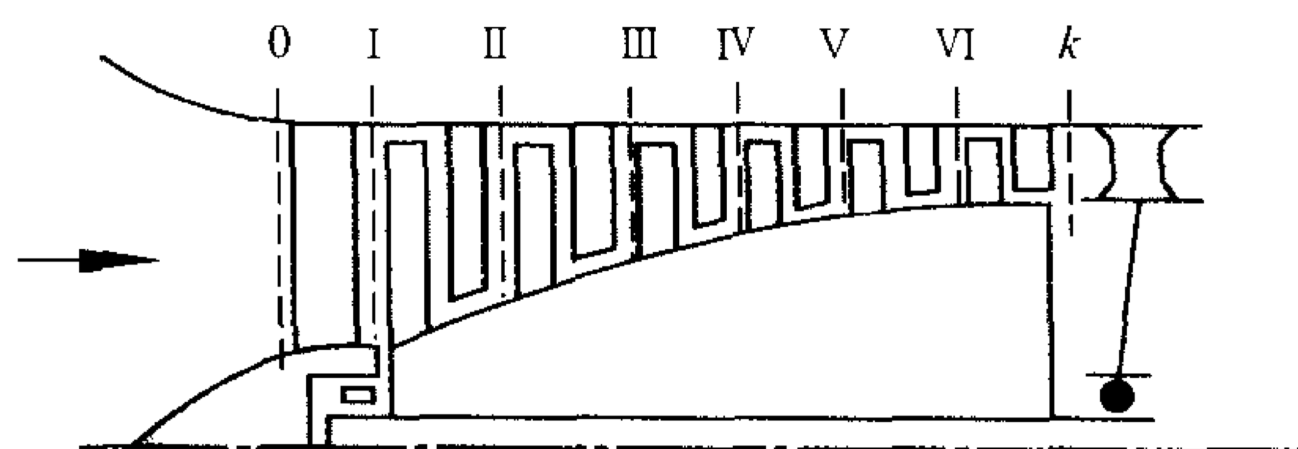
轴流式涡轮 axial flow turbine 又称轴向式涡轮。在子午面上工质的流动方向基本上为轴向的涡轮。由于工质的密度不断降低，容积流量不断增大，为获得高的涡轮效率，轴流式涡轮的流程通道通常为扩张形，尤其是多级涡轮。这种涡轮结构紧凑、径向尺寸较小、效率较高，变工况性能也较

好，因此航空燃气涡轮发动机的涡轮都采用这种涡轮。

（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

zhouliu yaqiji

轴流压气机 axial-flow compressor　受通道内、外壁面约束，气流在子午面（即包含压气机转子旋转轴线的平面）上基本为轴向流动的压气机。由转子（工作轮）和静子（整流器）两部分组成。在具代表性的回转面上，相邻的两转子叶片之间形成面积逐渐扩张的弯曲流道，外界对转子输入转动力矩，造成并维持气流在转子叶片通道内的相对扩压流动，并使气流的绝对速度增大，因此动能和滞止压力都增大。随后气流在静子叶片通道内继续扩压，将一部分动能转化为静压升。由于级增压比受到限制，实用的常是多级轴流压气机（见



多级轴流压气机示意图

图）。这种压气机的基本概念出现已百余年。自20世纪初开始制造了一些实物。但由于缺乏对压气机内流动机理的深入了解和实验数据，效率低于60％。随后采用孤立翼型理论来设计增压比不高的轴流压气机，可以获得较高的效率。自20世纪30年代初，英、德、美等国开始发展用于喷气推进的轴流压气机。50年代以来，随着设计与制造技术不断完善，轴流压气机的级增压比、级效率和总增压比不断提高。目前先进发动机上压气机的最高单级增压比可达1.8以上，多级压气机的平均级增压比可达1.4～1.5，级效率可达0.9以上，多级压气机的总增压比已达23。再加上迎风面积小的固有优点，轴流式压气机已为所有现代大、中型燃气涡轮发动机所采用。　　（撰写：凌天铎　审订：陈矛章）

zhouxi jiaozhun

轴系校准 axes system calibration　利用专门装置调整雷达天线的机械轴与电轴的一致，以及雷达与载机轴系的一致。这对火控雷达、多普勒导航雷达等尤为重要，因它关系到瞄准精度、导航精度等指标。雷达天线的方位轴和俯仰轴所决定的平面的垂直线为天线的机械轴，由于加工与安装公差经常与天线的波束中心线（即电轴）是不吻合的，经过调整使其一致。雷达天线往飞机上安装时，它们之间的轴系校准又称校靶。一般先将飞机置于水平位置，校雷达的水平，即将雷达的俯仰轴（在方位活动范围内）与方位轴均是铅垂为止，这是冷校。然后用校靶镜等专用工具，将雷达通电，令其跟踪其正前方的辐射喇叭以校验电轴，称为热校。

（撰写：林宏基　修订：许伟武　审订：吕善伟）

zhouxiang zaihe kongzhi

轴向载荷控制 axial load control　又称转子压力平衡或转子推力平衡。对施加在转子止推轴承上轴向力的控制。在发动机主流通道和内流空气系统流路的气流作用下，转子产生轴向力，并加在止推轴承上。为保证止推轴承得到合适的轴向载荷，必须满足下列条件：(1)最大载荷不能高到使止推轴承的滚珠在跑道的转角上旋转；(2)在正常工作循环范围内的载荷，必须使止推轴承有足够可靠的工作寿命；(3)最小载荷足以防止滚珠在跑道上产生破坏性的打滑。为此，必须控制止推轴承上的轴向载荷，在发动机全部工作状态下，不超过设计允许的最大值，并满足轴承工作寿命要求；不允许出现载荷换向和无轴向载荷（零负载）状态。轴向载荷一般由下列因素控制：转子直径，压气机和涡轮的气动力，空气冷却和封严系统的腔室压力和封严直径等。

（撰写：杨燕生　审订：陈　光）

zhoujian feixing

昼间飞行 day flight　驾驶员驾驶飞机在日出至日没这段时间内的飞行。包括昼间简单气象和复杂气象的飞行。昼间简单气象飞行时光线充足明亮，地标和天地线清楚，可以根据外界景物来判断飞机状态、确定飞机位置，是目视飞行的最佳环境。通常复杂科目，如特技飞行、科研试飞等都是在昼间简单气象条件下进行的，也是训练飞行学员的最好气象条件。昼间复杂气象飞行时，驾驶员要依靠机上仪表来完成飞行任务。　　（撰写：李玉瑛　审订：李志强）

zhudianyuan

主电源 primary electrical power generating system　由航空发动机直接或间接传动的发电机和控制器等构成的电源系统。按产生电能的类型和方式，有低压直流、高压直流、变频交流、恒速恒频交流和变速恒频交流等5种。

（撰写：严仰光　审订：杨燕生）

zhudong jianxi kongzhi

主动间隙控制 active clearance control　发动机在不同工作状态下，通过改变涡轮机匣和外环的温度来控制涡轮工作叶片叶尖与涡轮外环内壁之间的径向间隙的控制技术与结构。发动机工作过程中，由于涡轮机匣、外环、工作叶片和轮盘的温度、材料、热膨胀量以及受力情况的不同，机匣和外环往往不能及时响应工作叶片叶尖的径向位移，以至使发动机起动加速和停车减速过程中产生最小间隙点。为了防止这些过渡态中工作叶片叶尖与外环相碰，通常工作叶片叶尖间隙必须设计得足够大，因而使设计状态和巡航状态时的叶尖间隙过大，涡轮效率较低。主动间隙控制就是在发动机工作状态改变过程中，通过调控系统，从风扇或压气机的不同部位引出温度较高或较低的空气来加热或冷却涡轮机匣和外环，使其热膨胀与工作叶片叶尖的径向位移相适应。这样既可避免过渡态时叶尖与外环相碰，又可使稳态时的叶尖间隙较小，从而保持涡轮效率始终较高。尽管这种控制系统的调节技术和结构设计较复杂，重量增加，制造成本提高，但它既能保证发动机可靠地工作，又能有效提高涡轮效率，从而有效降低发动机的耗油率，因此已经广泛应用于先进的民用和军用航空发动机上。　（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

zhudong kongzhi jishu

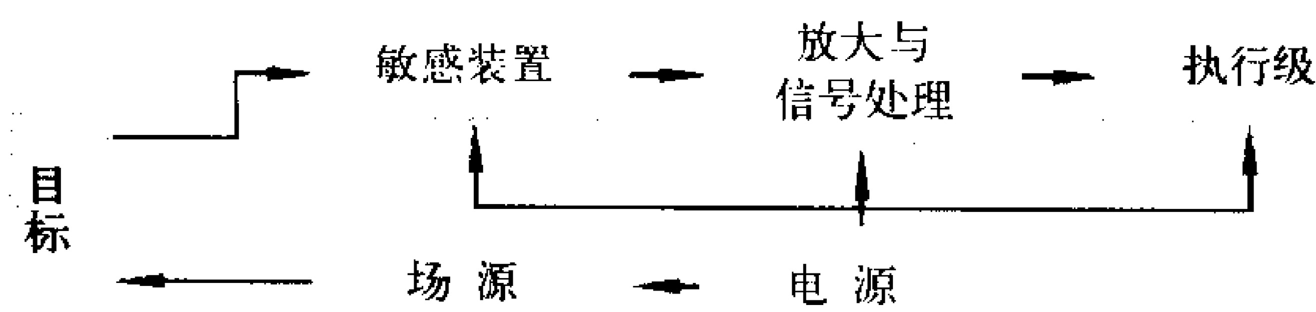
主动控制技术 active control technology (ACT)　应用控制系统的方法改善、提高飞机性能的新技术。它是飞行控制系统设计的新思想，其基本含义是：飞机在各种飞行状态下，依驾驶员控制指令和飞机本身的状态信息，按预定的规律去控制相应的操纵面，使作用在飞机上的空气动力按需要而变化，从而达到飞机性能最佳、生产成本和费用降低的一种控制技术。主动控制技术主要内容包括：放宽静稳定性控制、

机动载荷控制、机翼弯度控制、直接力控制、突风减缓控制、乘坐品质控制、疲劳减轻控制、颤振抑制和飞行边界控制等。主动控制技术已在现代航空技术领域得到广泛的发展应用，并且取得了显著的效益。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

zhudongshi jinzha yinxin

主动式近炸引信　active proximity fuze　工作的物理场源在引信自身上的近炸引信。引信自身产生的物理场的能量经目标反射后，由引信接收产生探测信号，经放大与处理后，启动执行级电路，适时引爆战斗部。由于主动式近炸引信不依赖于目标产生的物理场，因此，和被动式近炸引信相比对目标探测的区域较大。其缺点是要求较大功率电源，工作隐蔽性差，其基本工作原理见图。



主动式近炸引信原理框图

现代空战要求空空导弹能对高机动的空中目标实行全向攻击，因此，无线电和光学主动式近炸引信都得到广泛的应用。近年来，微电子、光电子技术和微处理器的发展，提高了主动式近炸引信的性能，使引信能提取目标的多种信息和提高引信的信噪比，并使引信小型化成为可能。制导技术和引信技术一体化设计是主动式近炸引信的发展方向。

（撰写：袁正　审订：王祖典）

zhu feixing xianshiqi

主飞行显示器　primary flying display (PFD)　见电子飞行仪表系统(EFIS)。

zhujian huayou sanreqi

主减滑油散热器　main gearbox oil radiator　用以为主减速器滑油散热的装置。常用的结构形式为空气滑油散热器，由很多直径很小的散热导管焊接而成，热滑油在导管内或导管之间循环流动，利用冷却风扇吹来的空气，通过散热导管管壁进行的热交换，使滑油温度保持在规定的范围内。

（撰写：温清澄　审订：杨惠琴）

zhu jiansuqi

主减速器　main (rotor) gearbox (MGB)　机械驱动式直升机将发动机功率传输给旋翼、尾传动轴及有关附件，并驱动它们按所定转速旋转的齿轮减速装置（参见直升机传动系统）。通常由机匣、多种齿轮（圆锥、圆柱及游星齿轮等）、多种传动轴（旋翼轴、尾传动轴、附件传动轴及冷却风扇传动轴等）的输出端及单向离合器（又称自由行程离合器或超越离合器）等构成。其中，单向离合器可保证发动机停车后旋翼可自转、直升机可自转降落，是直升机上特有的一种装置。

主减速器传递的扭矩大，传动比很高，并承受旋翼载荷，结构复杂，是直升机上最重要和最复杂的传动部件。

（撰写：温清澄　审订：杨惠琴）

zhujiang jichang

主降机场　regular airfield　飞机的目标降落机场。飞行计划中预定的飞机在正常情况下要到达的机场，包括航线上的中间航站和终点站。（撰写：王立群　审订：姬永兴）

zhulunju

主轮距　wheel track　飞机在停机状态及机轮和缓冲器未压缩情况下，两主轮接地点之间的距离。小车式起落架的主轮距以两侧小车轮架的几何中心点间距离确定。有两组主起落架的飞机（如波音747、C-5A等），以外侧两主起落架的几何中心点间距离确定。确定主轮距大小的前提是，保证飞机在地面运动时有良好的稳定性和机动性。主轮距大、飞机滑跑时横向稳定性较好，不易左右倾斜；而在飞机重心较高的情况下，主轮距过小时，飞机在滑跑中有侧翻的可能性。此外，主轮距的大小也往往受主起落架在飞机上有无恰当的收藏空间以及起落架重量的限制。

（撰写：赵海生　修订：任源博　审订：赵秀丽）

zhupaodao

主跑道　main runway　机场设有两条以上跑道时，位于主风方向上，飞机起飞、着陆次数最多的跑道。通常在条件许可的情况下，主跑道优先使用。其长度一般超过其他跑道。

（撰写：空工　修订：范黎明　审订：姬永兴）

zhu qiluojia

主起落架　main landing gear　飞机在地面停放、滑行、起降时，起落装置中承受主要载荷的起落架部件。在前三点式起落架中，指装在飞机重心后面的起落架。在后三点式起落架中，指装在飞机重心前面的起落架。在自行车式起落架中指前、后起落架。参见起落架。（撰写：杨国柱　审订：赵秀丽）

zhu qiya xitong

主气压系统　main pneumatic system　正常起飞、着陆和飞行状态下，用于完成飞机某些操纵动作的气压系统。一般要求具有能连续供压的能源装置，工作可靠，在规定的飞行条件下，应满足被操纵机构的动作要求。飞机主气压系统常选用气压泵作为能源元件，并包括安全阀、切换阀、节流阀、顺序阀及汽缸或气压马达等。它多用于抛放系统、刹车系统和收放系统等。对于简单小型飞机，常用来收放襟翼和起落架。（撰写：王绍博　审订：杨燕生）

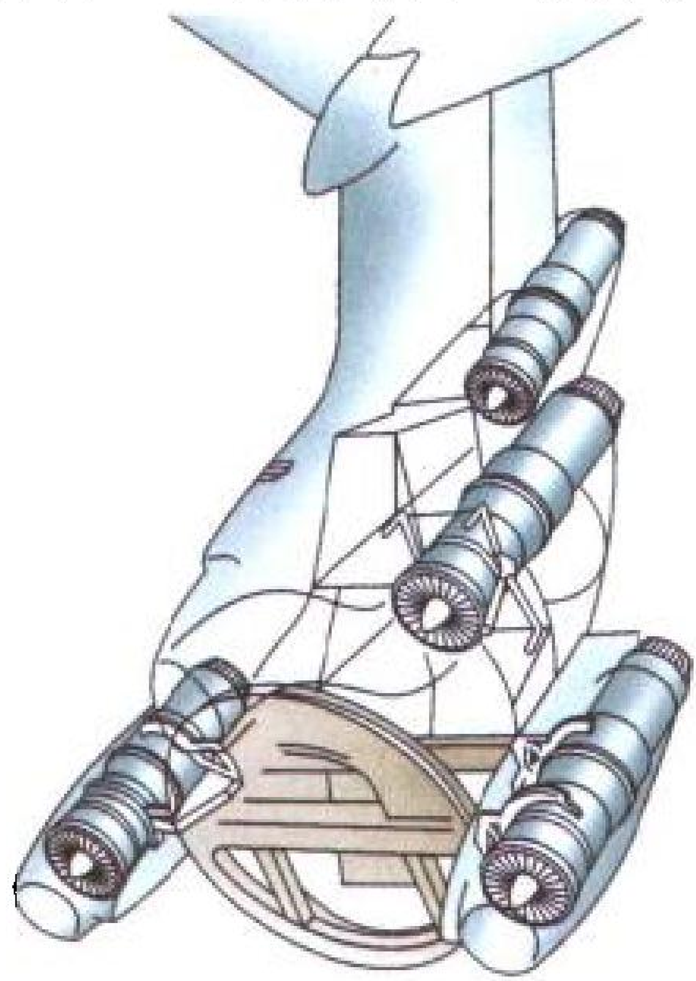
zhuranqu

主燃区　primary combustion zone　一股流所在的区域，即从主燃烧室喷嘴端面起到主燃孔所在平面之间的燃烧空间。它的作用是：⑴完成可燃混合物的准备，即液体燃料的雾化、蒸发和与空气的混合；⑵稳定火焰；⑶烧完绝大部分燃料。在发动机设计工作状态，此区的油气当量比一般都在1.0附近。此区是整个燃烧室气流温度最高的地方，也是CO、NO_2、NO和未燃烃类(HC)产生的地方。HC和CO主要发生在发动机慢车状态，NO和NO_2主要发生在发动机高工况工作时。降低排气污染已成为目前民用航空燃气涡轮发动机的一个重要课题。为解决此问题，除了采用空气雾化喷嘴等办法改善雾化质量外，与主燃区有关的措施有分区或分级燃烧等。

（撰写：吴文东　审订：王洪铭）

zhutui fadongji

助推发动机 boost engine 为改善飞机性能和适应性而安装的一种短时间工作的小型发动机。例如为增大有效载荷，短时间增大飞行速度，或为适应高原、炎热地区和简易机场起飞等要求。目前这种发动机已很少使用。早期飞机使用的两种助推发动机是：(1) 军用飞机主要使用固体火箭发动机或涡轮喷气发动机作为助推发动机；(2) 民用飞机一直采用涡轮喷气发动机作为助推发动机。民用飞机用的助推发动机的外廓尺寸小，推重比大(如“三叉戟” 3B 飞机上装用的 RB 162-82 发动机的推重比为 10)，寿命短(仅 40～50 h)。安装这种发动机的优点是能使飞机在短时间内获得较大的额外推力；在主推进发动机发生故障停车时，还可提供应急推力。其缺点是飞机正常飞行时，助推发动机不工作，成为飞机上无用的死重。



安装在“三叉戟” 3B 飞机上的助推发动机(最上方)

（撰写：侯志兴 审订：陈 光）

zhudian

驻点 stagnation point 又称滞止点。流体速度滞止到零的点。通常指边界上这样的点，在无粘性流体中该点速度为零，在粘性流体中该点不仅速度为零，而且没有切向力。如果气流等熵地滞止到速度为零，则驻点处的压力为总压；如果绝热地滞止到速度为零，则驻点处的温度为总温。因此，驻点是流场中压力最大、温度最高的点。在超声速流动或高超声速流动中，驻点温度可达几百或几千摄氏度以上。

（撰写：航 科 审订：张仲寅）

zhushi

驻室 plenum chamber 跨声速风洞试验段通气壁外的一个封闭空腔(参见跨声速风洞图)。气流流过跨声速风洞试验段通气壁，利用真空泵或主流引射经驻室将试验段主气流抽除一部分，其目的是防止风洞壅塞，使试验段入口声速气流继续加速，获得低超声速气流。驻室的大小随风洞试验段截面尺寸而定，过小将影响流场品质，最好把驻室做得大一些。

（撰写：恽起麟 审订：范洁川）

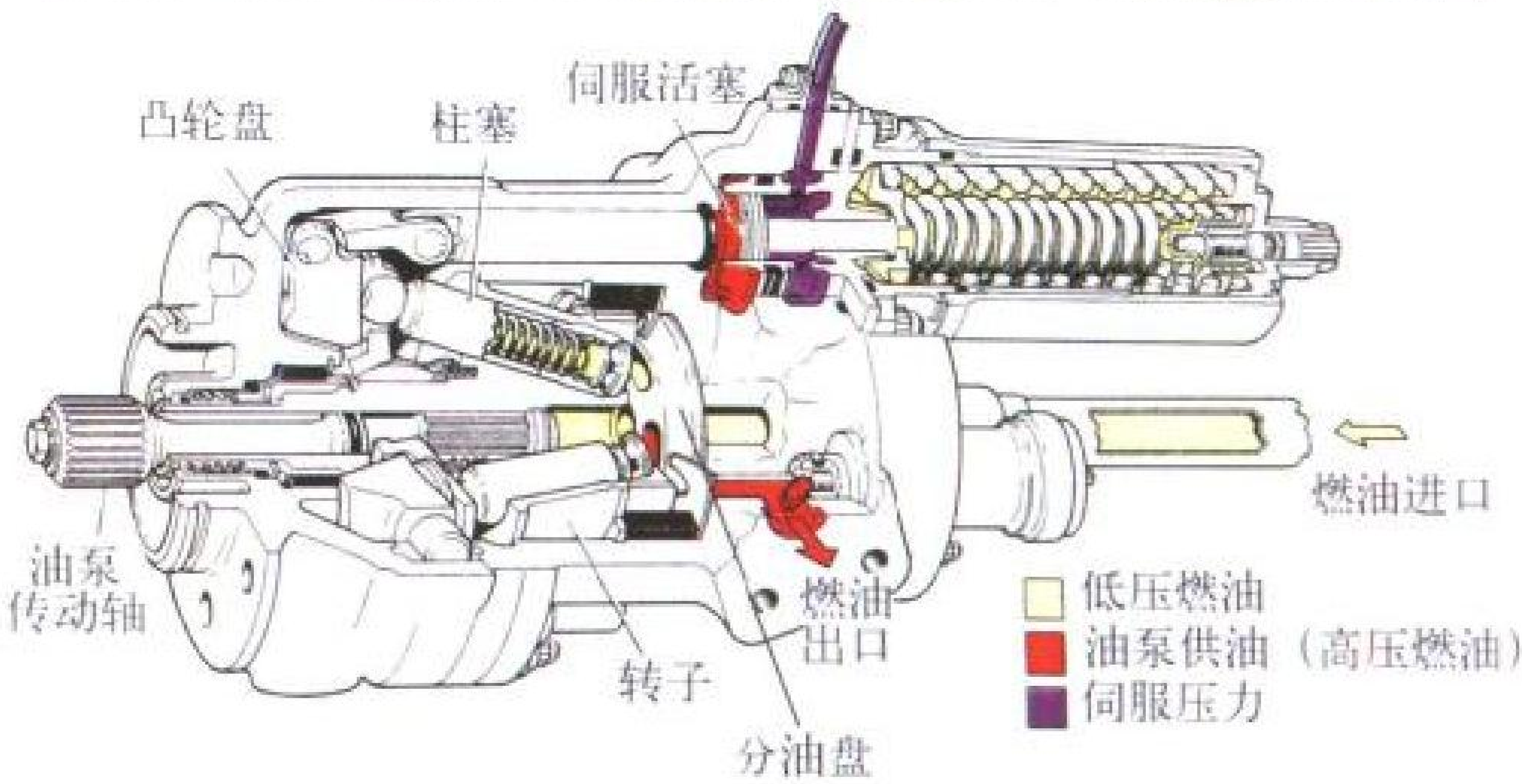
zhuxian

驻线 stagnation line 又称驻点线。按相对运动的原理，当船身在静水面上运动时，可认为船身不动，水以相同速度流来，船底与自由水面交界处，有一系列来流流速被阻滞为零的驻点，这些驻点的连线被称为驻线。

（撰写：航 科 审订：刘秋爽）

zhusaibeng

柱塞泵 plunger pump 利用柱塞往复运动输送液体的装置。按结构形式分径向柱塞式、轴向柱塞式和斜向柱塞式三种。航空发动机燃油系统多用斜向柱塞式，如图所示。它由转子、柱塞、柱塞弹簧和分油盘等组成。其中分油盘起分隔泵进和泵出油料的作用。保证每个柱塞吸油时与进口相通、排油时与出口相通。柱塞泵属于变排量泵，其打油能力可由斜盘角度调节，调节方便且效率高。缺点是结构复杂，工艺技术要求高和抗污染能力差。(撰写：楼根良 审订：王洪铭)



斜向柱塞泵结构图（罗·罗公司提供）

zhuanji feixing

专机飞行 special plane flight 专为国家主要领导人按照国务院、军委的规定所乘坐的飞机以及外国国家元首、政府首脑来我国访问乘坐的飞机的飞行。专机飞行同党和国家的政治、军事、外交等活动有密切的关系，具有很强的政治性、政策性和机密性。因此，专机在相关的机场起降以及航路飞行时，其他飞机均给予避让。专机的飞行准备要充分，组织要周密，不得发生任何微小的差错和漏洞，绝对保证圆满完成专机飞行任务。（撰写：周建新 修订：陈增江 审订：李志强）

zhuanli zhizao

专利制造 license production 又称许可证制造生产。经专利权人的许可，依照其设计和方法，制造其专利产品的活动。此处的专利是指专利法保护的专有技术，也是专利权的简称。任何单位使用他人专利，都必须与专利权人订立实施许可合同，并按合同规定向专利权人支付专利使用费。专利制造可以是整机制造，也可以是零部件制造。进行专利制造，可以以较少的开发费用较快地得到所需的产品，往往是发展中国家获取先进产品和先进技术所采取的一种途径。

（撰写：李 天 郑作棣 审订：金允汶）

zhuanyong baozhang shebei

专用保障设备 special support equipment 只适用于特定型别航空装备的具有保障功能的设备和工具。包括符合上述定义的地面保障设备——牵引、拦阻和系留装置、吊装设备、卸装安装设备、特种系统维护设备、停放防护装置、安全设备及辅助设备等；检验测量仪器设备——指原位检测设备、离位检测设备等；专用工具——如各种专用扳手等。因其专用性，如不进行本质性改动或更换，它们的用途就仅限于对某个特定项目的保障。

专用保障设备应该与航空装备同步研制、生产、并与航空装备同步交付使用。（撰写：张经敦 审订：王立群）

zhuanyong dianzizhan feiji

专用电子战飞机 EW aircraft 专门用于对敌方雷达、电子制导系统和无线电通信设备等实施电子侦察、电子干扰或电子攻击的作战飞机的总称，包括电子侦察飞机、电子干扰飞机、反辐射攻击飞机等。电子侦察飞机，电子干扰飞机，

参见电子卷。反辐射攻击飞机，指装载多种专用反辐射硬杀伤武器，对敌方辐射源进行摧毁性攻击的专用飞机，包括有人驾驶反辐射攻击飞机和反辐射无人机等。反辐射攻击飞机上装有多种机载探测设备，探测敌方辐射源的存在并分析其参数和定位，或接收其他平台电子支援措施提供的目标信息，利用反辐射导弹（或炸弹）、反辐射无人机（参见电子卷）摧毁敌方辐射源。（撰写：龚渝　审订：胡民才）

zhuanyong tiaojian

专用条件 special conditions 适航标准中未包括的或无合适的、但从安全运行出发对某型民用航空产品必须满足的安全要求。其原因常由于产品具有新颖或独特的设计特征。如FAA为波音747非常规式起落架、波音777电传操纵系统颁布了专用条件。专用条件在充分征求公众意见后颁布，亦属法规性文件，与现行适航标准具有同等效力。

（撰写：朱凤驭　审订：冯家澍）

zhuanchang

转场 ferrying flight 见转场飞行。

zhuanchang feixing

转场飞行 ferrying flight 飞机由现驻机场起飞转到另一指定机场着陆的飞行。转场分训练转场、任务转场、战斗转场和紧急转场。转场前飞行人员必须了解转场要求、航线、地形特点、安全高度、领航方法、特殊情况处理、通信及导航资料、降落场和备降场有关资料、气象条件和穿云方法等。转场飞行在航线上一律按标准气压高度飞行。高度层配备按《中华人民共和国飞行基本规则》的规定执行。转场中要严格按规定航线、高度、速度飞行，并遵守航路、空中禁区、国境线附近和公海上飞行的规定。到达着陆机场前应与该机场指挥员取得联系，了解着陆机场飞机活动情况、着陆方向和气象条件等。根据着陆机场的场面气压调整高度表，经允许后方可加入着陆航线进行着陆。

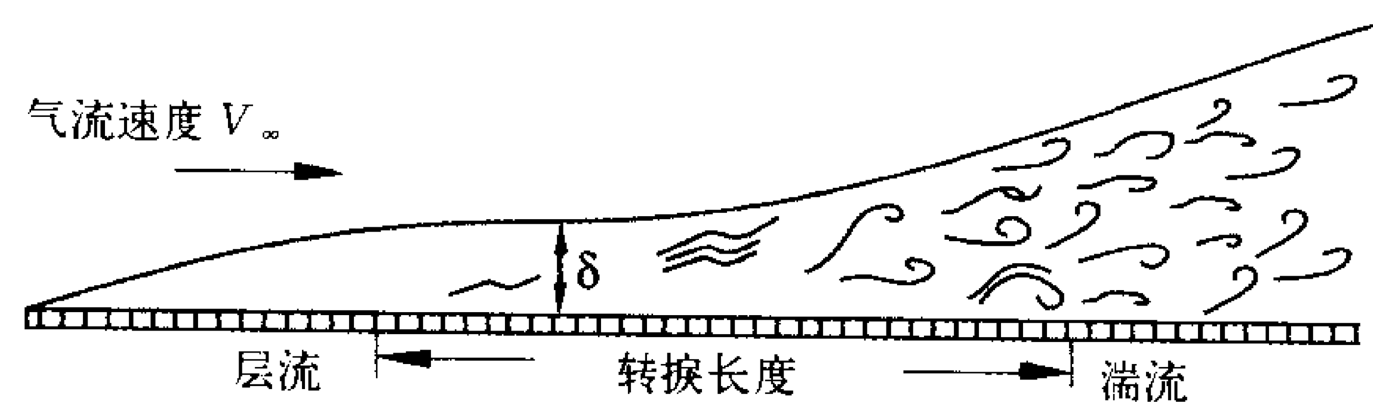
（撰写：李玉璞　审订：李志强）

zhuanchang hangcheng

转场航程 ferry range 见航程。

zhuanlie

转捩 transition 指从层流到湍流的过渡。固体壁面上的边界层起始段通常为层流，后一段可能为湍流，中间有一过渡区，称转捩区（见图，δ为边界层厚度）。该区有时很短，可近



平板上的转捩过程

似看作一点，称转捩点。1883年，雷诺首先指出：当雷诺数大于临界值时，层流即不稳定（参见临界雷诺数），这是转捩的先兆。这一假设是迄今大多数理论研究的出发点。影响转捩的因素很多，诸如：自由流湍流度，马赫数，雷诺数，壁面曲度（压力梯度），壁面粗糙度，壁面温度（热传递），三维效应（次生流），噪声和结构振动等。

目前，尽管一般地知道上述每一个因素单独所起的作用，但对这些效应的综合作用还了解得很少。迄今所提出的一些转捩准则都是在十分特殊的条件下得到的，不能随意套用。在管流和边界层流动中，都观察到"重新层流化"或"逆转捩"的现象。例如在圆管中，当雷诺数减到某一称为下临界值的雷诺数时，流动状态突然从湍流转变为层流。"转捩"及"逆转捩"的研究对飞机设计、发动机设计有重要的实际意义，目前还没有比较完善的理论，主要依靠实验。（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

zhuanwan cehuayi

转弯侧滑仪 turn and back indicator 指示飞机的转弯方向和侧滑状况的飞行仪表。它由转弯仪和侧滑仪组成，是保证飞机正确盘旋和协调转弯的基本飞行仪表。转弯仪是单自由度陀螺仪。陀螺内环轴支承在仪表壳体上。当飞机向左盘旋时，表头偏向左边，指针偏离中间的程度反映出盘旋角速度的大小（定性指标）。右盘旋时指针偏向右边。侧滑仪由弧形玻璃管和密封于其中的小球以及阻尼液组成，玻璃管固定在表盘上。飞机水平直线飞行时，小球位于玻璃管的中央。当飞机作正确盘旋时，作用在小球上的重力和离心力的合力方向与飞机竖轴一致，小球仍在中间位置，说明飞机无侧滑。当飞机有侧滑时，合力方向与飞机竖轴不一致，小球便偏离中间位置，指示内/外侧滑只是定性指示。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

zhuanwanlü

转弯率 turn rate 飞机飞行航向的瞬时改变率或稳态改变率。它反映飞机的方向机动性。这类特性可由飞机的盘旋界限图来确定。在推力曲线图中绘制盘旋界限（图1）。图中$C_{L允许}$限制是计及C_L受抖振或平尾最大偏角限制所得的值；T_{max}可用限制指发动机可用推力的最大允许值；n_{max}限制指结构或人体生理能承受的最大值。$T_{需用n=1}$与曲线

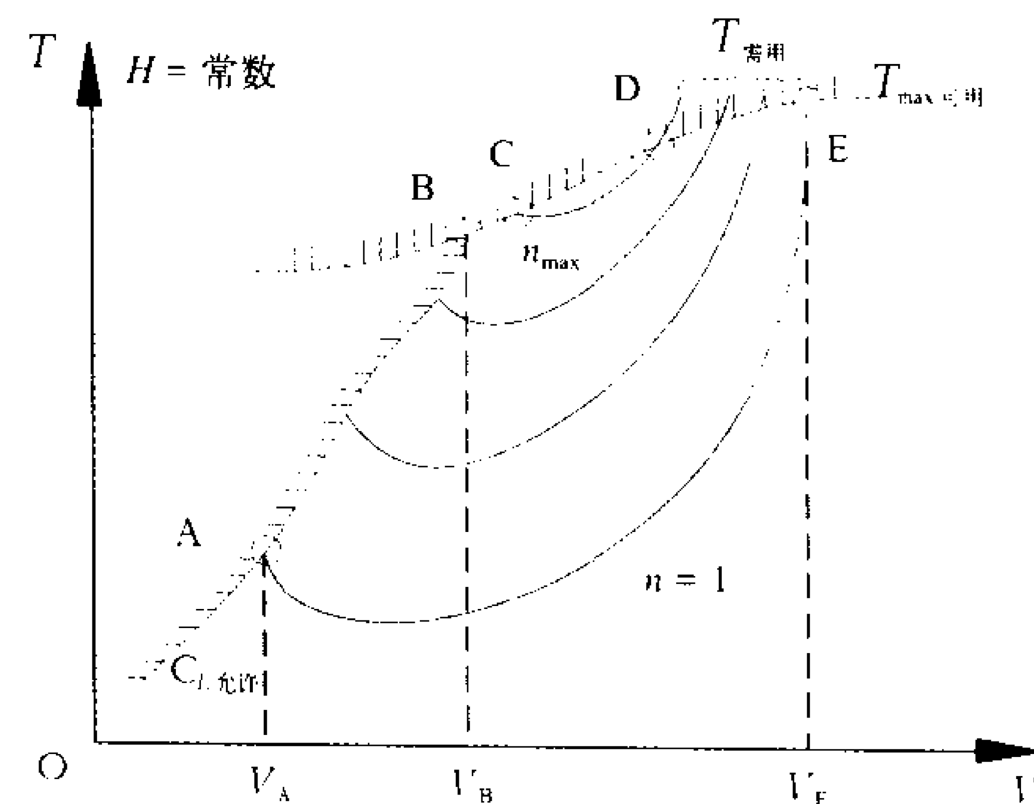


图1 盘旋界限图

ABCDE各段所围成的飞行范围内各处均能实现正常盘旋。通过油门调节可使飞机的$T_{可用}=T_{需用}$，因此，飞机的转弯率Ω是常值

$$\Omega = 57.3\,g\sqrt{n^2-1}/V\ [(°)/s]$$

式中 n为法向过载（与飞机绕速度矢量的滚转角γ_s有关，$n=1/\cos\gamma_s$），g为重力加速度，V为飞行速度。这种正常盘旋性能在ABCDE边界上达到了极限。

图2是某高度上的机动飞行速度范围以转弯角速度Ω随飞行速度（以M数表示）变化的曲线，Ω_{max}对应的速度称为角点速度。由图不难看出，利用非定常盘旋获得的瞬时转弯

率通常可大于稳态转弯率。利用大的瞬时转弯率有利于快速

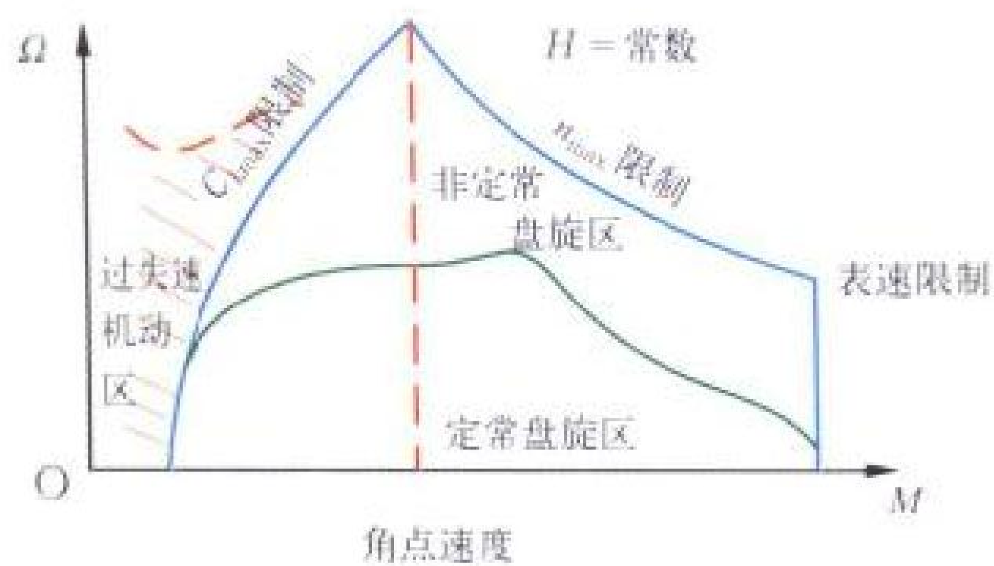
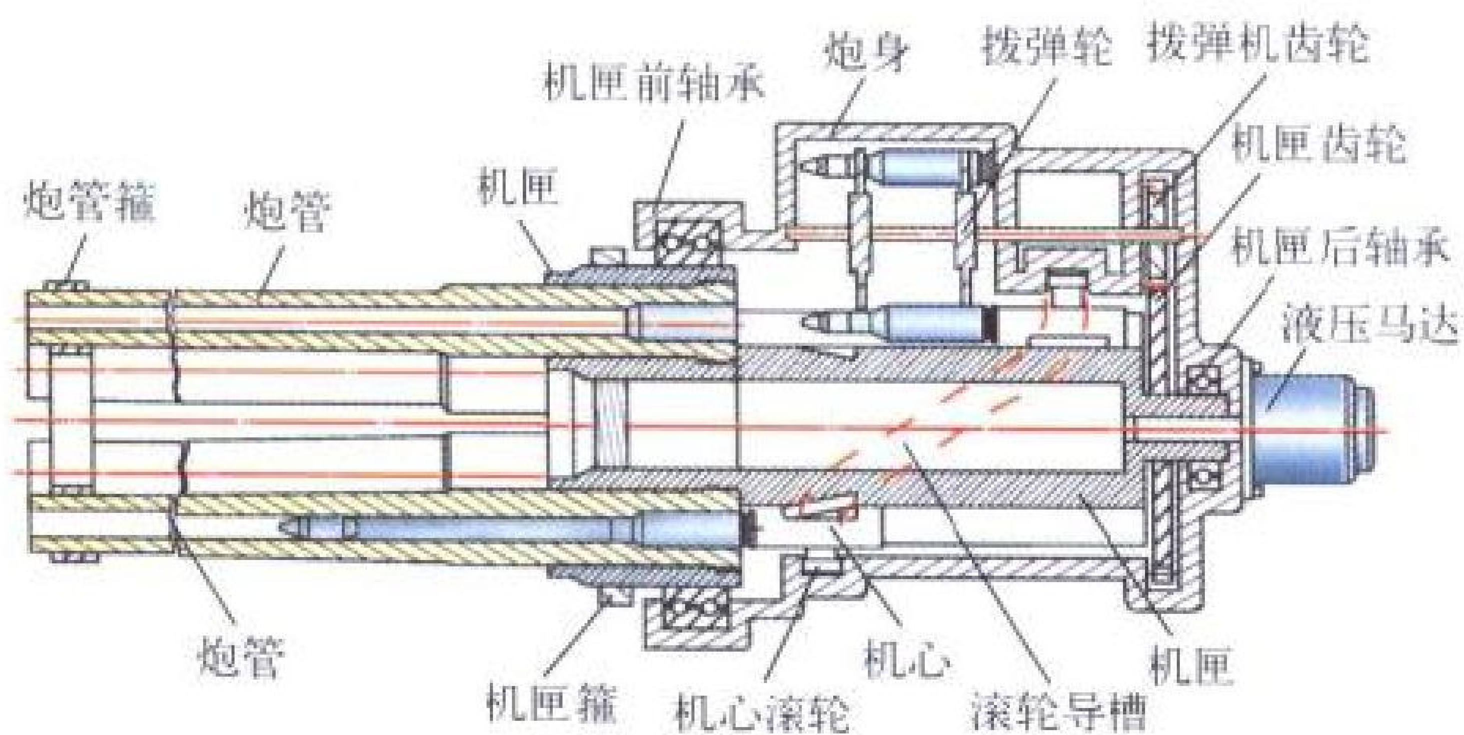


图 2 以 $\Omega - M$ 表示的机动飞行速度范围

改变机头指向，实现全方位攻击，提高战斗机的作战性能。
（撰写：胡兆丰　审订：肖业伦）

zhuanguanshi hangkong jipao

转管式航空机炮 aircraft barrels-rotated (Gatling type) cannon 又称加特林型机炮，或多管炮。以炮管组旋转带动自动机完成连续射击动作的航炮。炮管组一般由 3～7 根炮管组成（见图），带动炮管组运动的多为液压马达和电动机等外部能源。



转管炮工作原理

多管、多膛、多机心的结构，可以完成进弹、闭锁、打火、开膛、抽壳、抛壳等动作，射速高。瞎火弹随时能被抛出，不易停射，增大了可靠性。射前不用预先装弹，射后弹不留膛，提高了地面保证工作的效率和安全性。缺点是重量、体积大，外部能源系统复杂，遇迟发火炮弹有炸膛危险，对炮弹发火及时性要求高。内能源式转管武器，多见于小口径。
（撰写：史家科　审订：王祖典）

zhuansubiao

转速表 tachometer 测量发动机转速的仪表。有电气式、磁式和数字式等。电气式转速表由转速传感器和指示器组成。传感器将发动机转速转换成与转速成一定函数关系的电信号输给指示器，指示转速。磁转速表在飞机上广泛应用，磁转速表的传感器是一个小型三相交流同步发电机，由发动机拖动；它与指示器中的三相交流同步电动机相连，电动机与发电机同步旋转，其转速与发动机转速成正比；电动机带动磁铁组件转动，磁铁在金属涡流盘中感应产生的电涡流与磁铁组件的磁场相互作用，产生正比于转速的电磁力矩，使涡流盘转动，在涡流盘轴上装有游丝，当电磁力矩与游丝反作用力矩相等时，涡流盘稳定在与转速成比例的位置上，装在涡流盘轴上的指针就指示发动机的转速。刻度以 r/min (rpm) 为单位，也可以是额定转速的百分比，后者称为百分比转速表。数字式转速表的传感器有光电和磁敏固态转速传感器等，传感器装在发动机齿轮箱内某一合适的齿轮旁，它输出的脉冲或正弦信号频率严格与发动机转速成正比，指示器测出该信号的频率，便可指示发动机转速。　（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

zhuansu chuanganqi

转速传感器 rotating speed transducer 测量发动机和其他旋转体转速的装置。其种类很多，在航空上用的主要有 3 类：⑴ 测速机类，它的转速传感器有交流、直流两种发电机，输出的交流、直流电压与转速成比例。⑵ 同步发电机类，多用于磁转速表中，转速源（发动机或其他旋转体）带动三相同步发电机转动，它的输出信号送给三相同步电动机，使它与同步发电机（亦即和发动机等转速源）同步运转，同步电动机带动磁转速表中的永久磁铁转动，可见三相同步发电机和电动机所起的作用是电软轴的作用。主要是使同步电动机带动的装置严格与被测转速同步运转。⑶ 数字转速传感器（脉冲转速传感器）输出的信号频率是严格与被测转速成比例，只要测出该频率，便可准确地测出被测转速。数字转速传感器的种类很多，例如光电式和磁敏固态转速传感器等，都是这类传感器之一。这些传感器装在被测的齿轮或调制盘等的旁边，其输出信号频率便与转速成比例。
（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

zhuansu tiaojieqi

转速调节器 speed governor 又称转速自动调节器。自动保持转速恒定或按给定的规律变化的调节装置。转速是发动机主要参数之一，要求具有足够的精度。因为影响转速的因素甚多，且有随机性，所以一般都采用闭式调节方式，即按偏差原理进行调节，把转速偏差控制在稳态精度要求的范围内。转速调节器由敏感元件、放大元件、执行元件及其反馈装置组成。　（撰写：楼根良　审订：王洪铭）

zhuansu kongzhi

转速控制 speed control 在发动机控制系统中，对发动机转速的控制。按转速控制的发动机，根据推力状态选定转速后，当飞行条件变化或受其他干扰（如喷口变化）时，转速控制系统应能保持发动机转速基本不变。发动机转速是发动机性能和强度的综合参数。在任何飞行条件下发动机推力都同转速有直接关系，所以，大多数发动机都采用转速控制。有时即使转速不作为被控参数，也必须考虑到转速的变化规律并对其最大值加以限制。　（撰写：方斌　审订：陈大光）

zhuansu xuangua

转速悬挂 speed hang-up 燃气涡轮发动机在起动和加速过程中出现的转速停滞现象。分为热悬挂和冷悬挂：

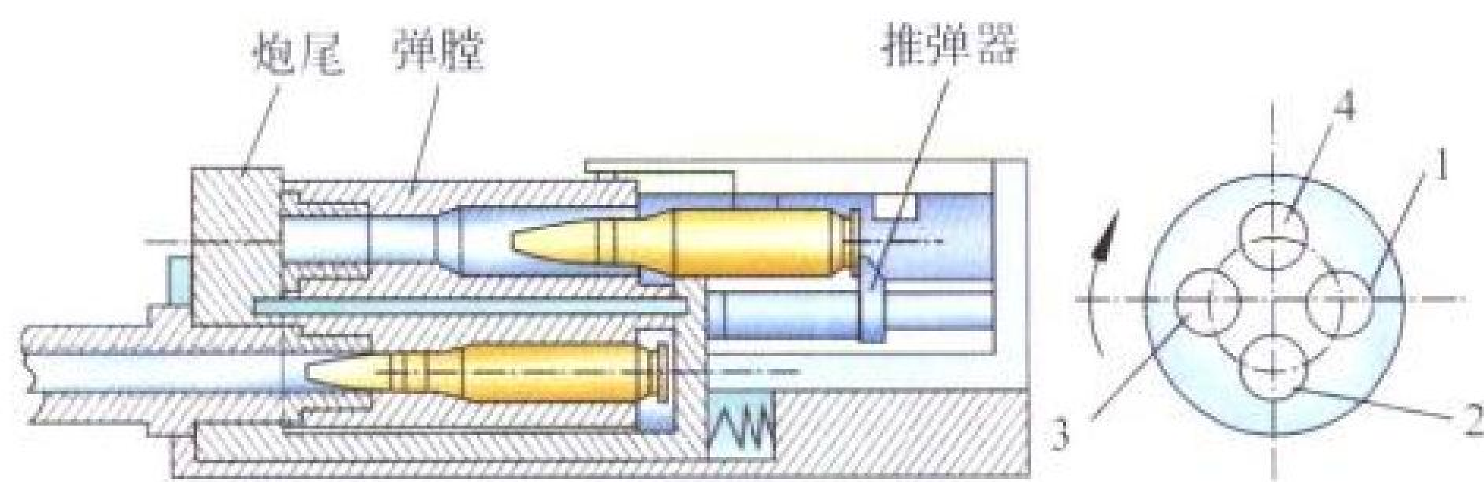
⑴ 热悬挂：发动机起动或加速时，因涡轮前燃气温度过高，导致压气机失速，结果产生转速不上升或上升缓慢而温度继续上升的现象。严重时压气机喘振，甚至烧坏涡轮叶片，因此必须立即停车。

⑵ 冷悬挂：发动机起动或加速时，由于燃烧室供油不足，涡轮剩余扭矩太小甚至为零，导致转速不上升或上升很慢的现象。此时涡轮后燃气温度虽不高，但也导致起动失败。　（撰写：张津　审订：陈大光）

zhuantangshi hangkong jipao

转膛式航空机炮 aircraft revolver cannon 简称转膛炮。具有旋转弹膛的航炮。由多个弹膛组成一体，旋转中依次与炮管对接，受基本构件（炮管或传动器）操纵。图示为 4 膛结构

转膛炮的工作原理。弹膛 2 打火射击，弹膛 3 抽壳、抛壳，弹膛 4 推弹，弹膛 1 进弹。每发射一发，弹膛旋转 90°，已进好弹的弹膛 1 转到弹膛 2 的位置，再次射击。由于保证自动连续射击的动作可以同时进行，所以射速高。缺点是横向尺寸大，重量大，弹膛与炮管对接部分的技术要求高，否则火药气体易外泄，烧蚀接口并污染炮舱。



转膛炮工作原理

（撰写：史家科　审订：王祖典）

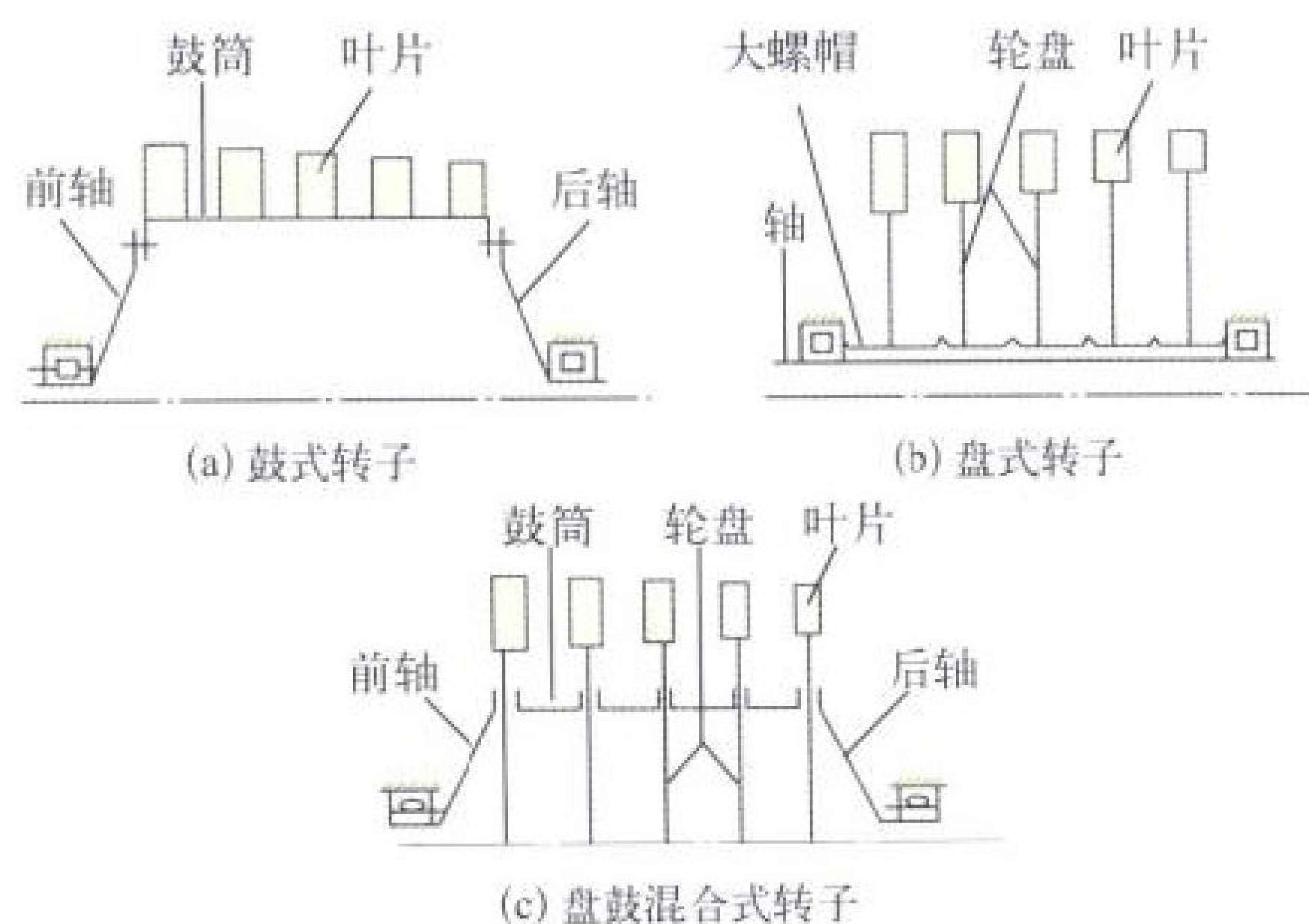
zhuanzi donglixue

转子动力学　rotor dynamics　分析、研究旋转机械转子—支承系统动力特性和振动控制的学科领域。主要研究和要解决的问题有：转子—支承系统的临界转速特性、应变能特性、稳态不平衡响应特性和稳定性、瞬态响应特性和稳定性；轴承的动力特性；转子系统的振动控制技术和转子的平衡技术以及旋转机械转子—支承系统的故障诊断技术等。

（撰写：李其汉　审订：陈　光）

zhuanzi jiegou

转子结构　rotor construction　燃气涡轮发动机的压气机（包括风扇）或涡轮部件中，由各级轮盘，轮盘间的鼓环（有的发动机中没有）或安装叶片的鼓筒，前、后轴或贯穿轮盘中心的长轴等组成的组件。有三种基本形式：鼓式、盘式和盘鼓混合式（见图）。盘鼓混合式转子目前在高压压气机和多级低



三种结构的转子

压涡轮中应用最为广泛。鼓式转子常用于高涵道比涡轮风扇发动机的增压压气机中。随着轻质高强度复合材料的出现，叶片与鼓筒制成整体的鼓式转子（也称无盘转子）正在研究之中，这种结构可大大减轻转子的重量。

（撰写：陈　光　审订：陈大光）

zhuanzi linjie zhuansu

转子临界转速　rotor critical speed　转子系统在某些特定的转速下发生共振时的转速。它与转子本身的结构材料性质和几何尺寸有关，也与支承转子的支座弹性有关。对于简单的对称转子，临界转速和转子不旋转时的横向振动固有频率相等。对于非对称转子，由于陀螺效应，临界转速将高于静止时的横向振动固有频率。由于转子实际结构总是存在一定的质量偏心，形成与转速同步的激振力，故在临界转速下，转子振动将急剧加大。旋转机械一般不允许在临界转速下停留，更不允许在临界转速下长时间运行。

（撰写：黄太平　审订：陈大光）

zhuanzi pingheng

转子平衡　rotor balance　在平衡设备上找出转子的不平衡的大小和位置，以便在转子上增加或去掉定量材料使转子达到平衡的过程。它分静平衡与动平衡。前者对单盘类零件，只在一个平面中找出不平衡的大小和位置；后者对有一定长度的转子，在两个平面上进行。

（撰写：陈　光　审订：陈大光）

zhuanzi zhicheng fang'an

转子支承方案　rotor support configuration　由压气机（风扇）和涡轮转子以及连接它们的零组件组成的燃气涡轮发动机转子的支承形式与特点。包括支点数目、各支点处轴承的形式和数目。在单转子发动机中，常采用三支点支承方案，其布局方式大致为 1-2-0（表示压气机前有 1 个支点，压气机与涡轮间有 2 个支点），或 1-1-1（表示压气机前有 1 个支点，压气机与涡轮间有 1 个支点，涡轮后有 1 个支点）；也有采用 1-0-1、0-2-0 或 1-1-0 两支点方案的。在双转子发动机中，高压转子多采用两支点方案，低压转子多采用三支点方案，各转子的支点布局方式基本同于单转子，只是为了减少承力框架数，缩短支点间距离，常采用中介支承。

（撰写：陈　光　审订：陈大光）

zhuanzi zhicheng zhuangzhi

转子支承装置　rotor support device　将转子支承于发动机承力机匣上，并将转子的各种负载传递到承力机匣的装置。它包括：轴承座，轴承，对轴承进行冷却、润滑的供油及回油装置，防止滑油漏入气流通道以及防止高温气体漏入轴承腔室的封严装置等。

发动机的主轴承通常采用刚性轴承座固定于机匣中；在有些发动机中，滚棒轴承在外环与轴承座间留有小间隙，间隙中充以滑油系统的压力滑油形成挤压油膜，以降低发动机振动值；在有些发动机中，滚珠轴承通过带挤压油膜的弹性支座支承于机匣中使转子变为柔性的，以降低在常用工作状态下的振动值；在一些新型发动机中，涡轮后滚棒轴承采用挤压油膜，高压压气机前滚珠轴承采用带挤压油膜的弹性支座。

发动机的主轴承通常采用标准形式的轴承，但有些却做得不规范，例如外环带安装边、内环或外环加长、不用内环等。承受轴向力的支点通常采用 1 个或 2 个并列的滚珠轴承，但有少数新型发动机却采用了并列的滚珠、滚棒轴承作为一个支点，其中，用滚棒轴承承受径向力，滚珠轴承仅承受轴向力，以改善滚珠轴承的工作条件。轴间轴承（亦称中介轴承）已广泛用于多转子发动机中。

（撰写：陈　光　审订：陈大光）

zhuangtian xishu

装填系数　charge coefficient　在航空弹药和火箭发动机中

含义不同，分别为：

(1) 在航空弹药中，为航空炸弹或导弹战斗部所装填的炸药重量与其总重量之比，以百分数表示。合理选择装填系数能提高弹药的威力以及炸药能量的利用率。在选择弹药的装填系数时，必须考虑弹药的类型、壳体材料及装填炸药的类型。航空爆破炸弹的装填系数为 30% ~ 50%，空空导弹战斗部装填系数为 40% ~ 51%。

(2) 在固体火箭发动机中，为药柱横截面积与燃烧室衬层以内有效横截面积之比，又称"截面装填因子"。在装药设计中尽可能选取大的装填系数，这意味着在同一横截面内装药所占的面积大，当装药体积一定时，可以缩短发动机长度，从而减小发动机的消极重量。但装填系数受到内弹道性能的限制，因为它与喉通比及通气参量有关。通常装填系数设计值在 0.65~0.85 之间。对于端面燃烧或翼柱形药柱，可达到 0.90~0.95。（撰写：苏国安　王　鑫　审订：王祖典）

zhuangtai jiankong

状态监控 condition monitoring 对航空装备技术状态进行监测和控制。它是一种实时处理的维修保障手段。航空装备设备出现失常后，监控设备能显示结果并发出告警信号。通常是利用能反映物体或受检对象状态变化的物理或化学参数，实施对被检查对象状态进行监测、控制的过程。常用监测参数有温度，声和振动（位移、速度、加速度），电位差，压力等。状态监控一般是在不破坏受检对象正常工作程序下进行的，因而是一种动态监测方法。这种方法对一些贵重大型设备，例如核电站、大型压力容器、电厂的热发生器等，尤为重要。状态监控技术是一门迅速发展的学科，并且是一门集机、电、计算机、微电子学、自动控制等多学科于一身的边缘学科。为了使用能准确反映系统状态的物理量或特征参数，各种新的信号处理和模式识别方法不断出现。目前常用的有多参数识别、近代谱、人工智能、专家系统、神经元等。（撰写：耿荣生　审订：张鸿元）

zhuizong gongji

追踪攻击 pursuit attack 空战中，进攻飞机驾驶员根据火控系统的显示符号操纵飞机，在目标机尾后方区域内瞄准跟踪实施攻击的过程。根据使用武器的不同，追踪攻击可分为纯追踪攻击和有提前角的追踪攻击两种方式。在研究分析追踪攻击过程中，通常假设目标作等速直线运动，这样可以得到目标机为参考点的进攻飞机质点运动学轨迹，称为纯追踪攻击曲线或有提前角的追踪攻击曲线。

纯追踪攻击用于不能离轴发射的被动红外制导的空空导弹。飞行员操纵飞机使显示部件所显示的固定光环套住目标，使飞机的速度矢量指向目标，在满足导弹发射条件时，

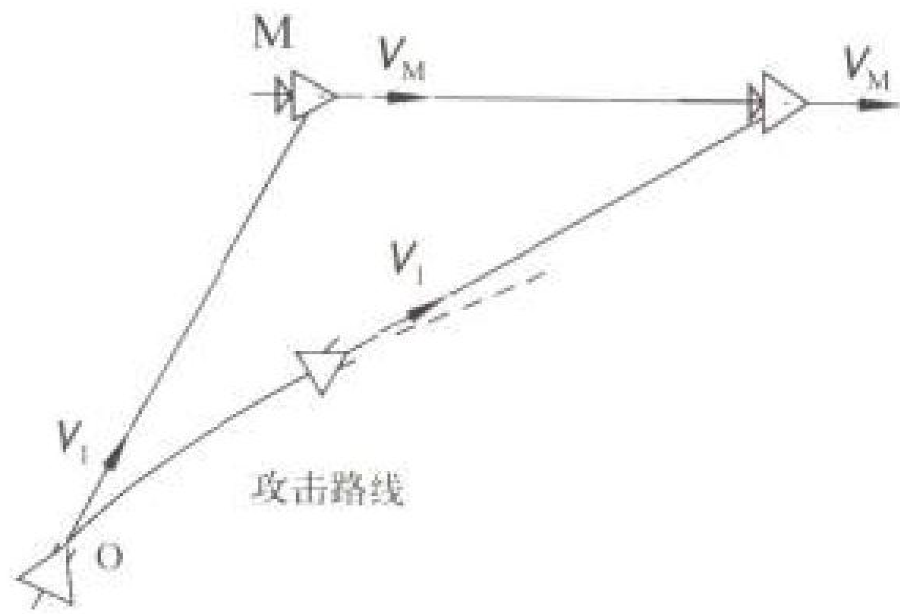


图 1 纯追踪攻击曲线

O—攻击机；M—目标；V_1—攻击机速度；V_M—目标机速度

即可实施导弹攻击（见图 1）。

有提前角的追踪攻击用于机炮近距空战。驾驶员操纵飞机使显示部件中活动光环的中心光点瞄准跟踪目标，此时武器轴线指向目标运动前方的提前点，当目标在射程内即可射击（见图 2）。

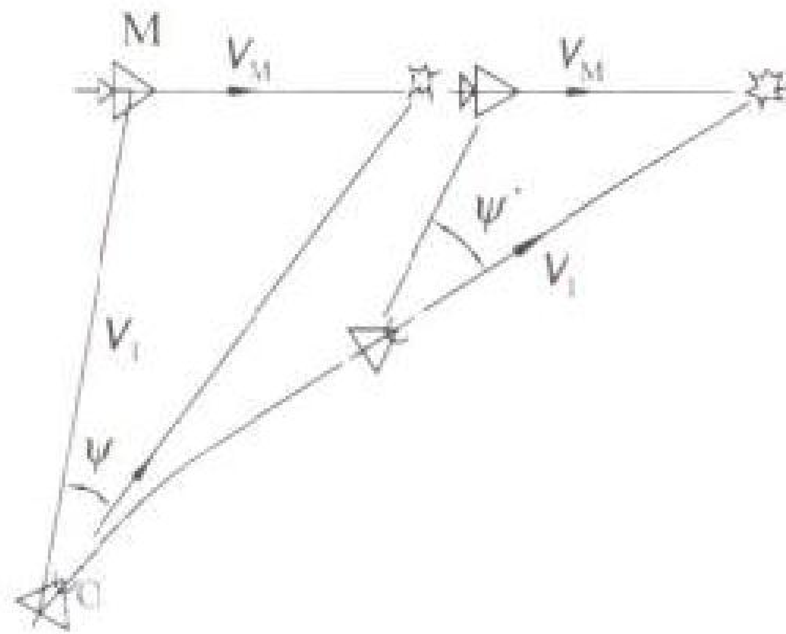


图 2 有提前角的追踪攻击曲线

O—攻击机；M—目标；V_1—攻击机速度；V_M—目标机速度；ψ、ψ' —提前角

随着飞机性能的提高，追踪攻击的攻击区域愈来愈小，因此不能实现侧向攻击和前向攻击。

（撰写：朱培申　审订：王祖典）

zhuixingliu

锥形流 conical flow 所有流动参数（如速度分量、压力、密度等）沿通过有共同顶点的任一射线保持常值的流动，但不同射线上流动参数可有不同值的常数。由于实际的绕流都是有限大小，只有在超声速流动中物体后部的扰动不向前传，在有限大的锥形物体的前部才可能有锥形流动。无粘性定常超声速直匀流（$M_\infty > 1$）绕过圆锥且激波附于锥顶形成锥形时，是典型的锥形流。取球坐标系（r, ω, ψ）轴线沿自由流方向，r 为自锥顶出发的向径，ω 为向径与轴线的夹角，ψ 为绕轴线的转角，则圆锥绕流的流动参数不依赖于 r，而仅依赖于 ω 和 ψ 两个变量。对零迎角超声速圆锥绕流（图 1），流动参数只依赖于 ω。绕凸角的平面超声速流，或普朗

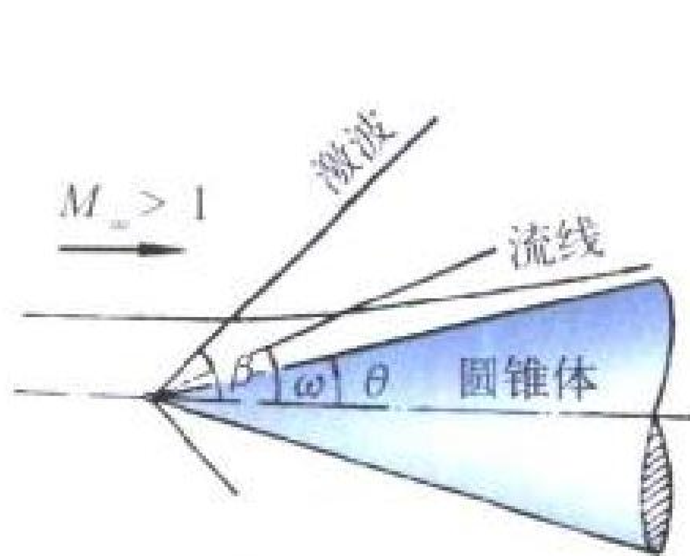


图1 锥形流

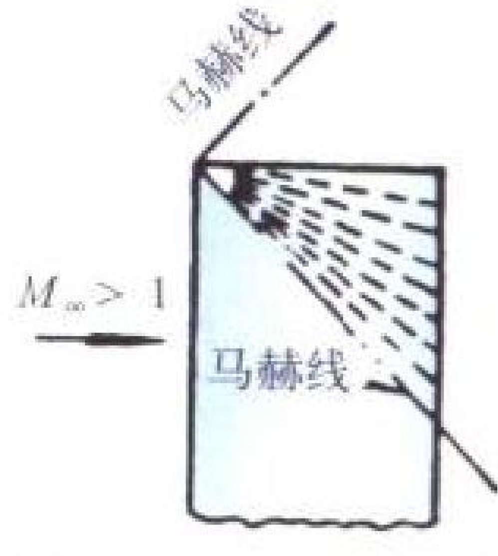


图2 以虚线表示的锥形流区

特-迈耶流，也有锥形流性质。其他如超声速平板三角翼绕流、超声速平板矩形翼在翼尖附近的流动（图 2）等，都有锥形流性质。德国布塞曼（A.Busemann）在 1942 年提出了用复变函数方法求解线性化超声速位流理论中的锥形流问题。许多线性化位流理论中的锥形流动已有了解答，并已制成了锥形流表。由于在超声速绕薄翼的许多流动中，可找出以不同顶点出发的锥形流区，因此，锥形流表过去在工程计算中有广泛应用。（撰写：黄明恪　审订：张仲寅）

zhuihui xingcun cunchu danyuan

坠毁幸存存储单元 crash survivable memory unit (CSMU) 又称飞机黑匣子。机载数字式记录设备中对记录介质采用

坠毁幸存防护技术的存储单元。其坠毁幸存能力要达到美国国家运输安全委员会制定的飞行数据记录器和座舱话音记录器的坠毁幸存标准，具有耐强冲击、耐火烧、耐穿透、耐挤压、耐深海压力、耐海水浸泡及耐腐蚀性液体浸泡等方面的能力。在发生飞行事故情况下，能够使所存储的信息得到安全可靠的保护。

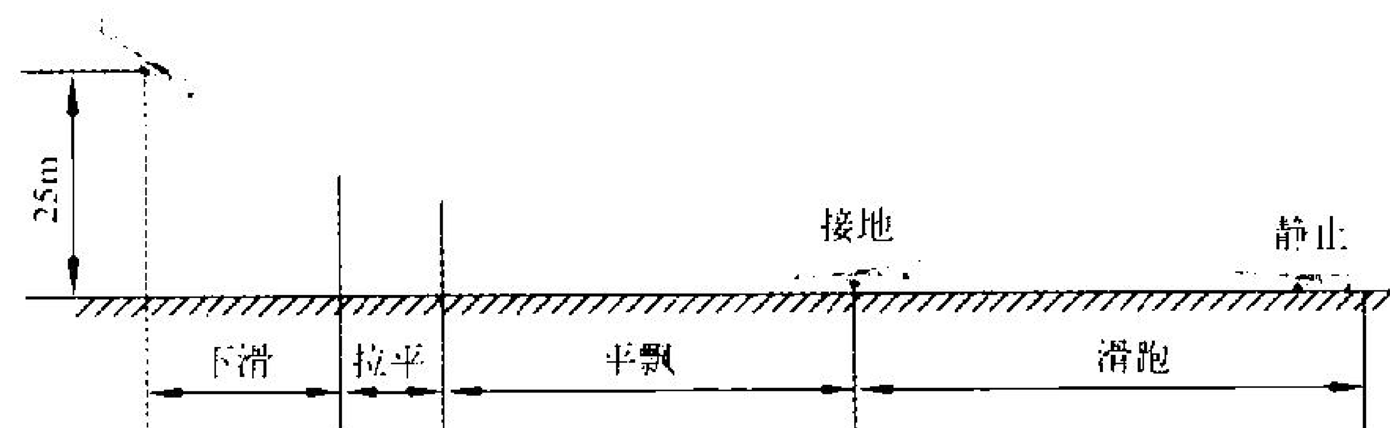
（撰写：伍奇贤　审订：蒋有达）

zhuojiangou

着舰钩　arresting hook　见着陆钩。

zhuolu

着陆　landing　飞机从安全高度(25 m 或 15 m)下滑、接地直至停止滑跑的运动过程。着陆是飞行的最后阶段。一次好的着陆过程应该是：下滑正常，拉平高度在 1m 左右，着陆姿态正常，接地比较轻，目测在 T 字布(灯)的侧方，着陆方向正确，落在跑道中线等。飞机着陆过程通常是由下滑、拉平、平飘和滑跑等阶段组成(见图)。下滑阶段：飞机从高度



飞机的着陆过程

25 m 或 15 m 至开始拉平的下降过程。在下滑阶段驾驶员除了注意着陆方向、下滑速度和下滑点以外，主要是判断开始拉平的高度，一般在高度 6～10 m 左右开始拉平。拉平阶段：飞机从开始拉平下降至 0.75～1 m 高度平飞的曲线飞行。开始拉平时驾驶员的视线由前方转移到从座舱左前方观察地面，以便准确判断飞机离地面的高度和飞机与地面相对运动的速度大小，保证飞机在 0.75～1 m 的高度上拉平，确定收油门的时机。平飘阶段：飞机从平飞到接地(接水)的降落过程。飞机拉平后并不是真的平飞，而是继续下降高度，驾驶员要不断拉杆，使飞机的姿态逐渐接近着陆姿态，速度逐步下降至着陆速度。飞机接地前都要拉杆，使飞机垂直下降速度减小到几乎为零，飞机轻轻接地。滑跑阶段：飞机从接地到滑跑完全停止的过程，包括放前轮，保持滑跑方向，使用减速装置，刹车，放、投着陆伞和收着陆襟翼等。实际上着陆滑跑阶段，驾驶员并不使飞机完全停止运动，而是减速到滑行速度，滑向停机坪或脱离跑道停车。着陆动作好坏是衡量驾驶员驾驶技术好坏的重要标准之一。着陆性能好坏是衡量飞机性能好坏的重要标志之一。飞机着陆性能好，要求着陆距离短，接地速度小，滑跑距离短等。

（撰写：李玉璞　修订：陈增江　审订：李志强）

zhuolu changchang

着陆场长　landing length　民用飞机定义为着陆距离的 1.667 倍(干跑道)和 1.917 倍(湿跑道)。军用飞机通常指着陆距离。　（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

zhuoludeng

着陆灯　landing light　夜间或能见度差时，飞机起飞和着陆用以照亮机场跑道的照明灯具。着陆灯有固定式和活动式两种。有些着陆灯还兼有滑行照明作用。活动式着陆灯功率较大，由电动机构操纵，可以收放。现代高速大中型飞机一般装两只活动着陆灯，以保证足够的光强和可靠灯。着陆灯光强可以达数几十万坎德拉(cd)。有的飞机还用光效高、光色好、寿命长的新型光源作着陆灯光源，如氙灯、溴钨灯等。　（撰写：丁道宏　审订：杨燕生）

zhuolu huapao juli

着陆滑跑距离　landing distance on runway　飞机从接地后减速至完全停止所经过的水平距离。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

zhuolugou

着陆钩　arresting hook　装在机身尾部，飞机着陆滑跑时用以钩住地面或舰船甲板上拦阻钢索，从而使飞机迅速停下来的钩状装置。着陆钩的理论位置应该设计得恰好在飞机两点着陆姿态下主轮接地时着陆钩与接地点相切位置，并对地面或甲板有一定的压力，防止着陆钩跳动。当飞机与地面或舰上甲板接触后，主轮先压下并越过拦阻索；轮胎离开后，拦阻索弹到适当高度，以利于着陆钩钩住它。在航空母舰上起降的飞机必须安装着陆(舰)钩。少数陆上起降的飞机装置着陆钩是为了代替着陆伞，或者用作应急着陆制动系统。



着陆钩

（撰写：杨国柱　修订：赵秀丽　审订：任源博）

zhuolu jiedi sudu

着陆接地速度　touch down speed　飞机在着陆过程中，主起落架轮胎接触地面时的瞬时速度。

（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

zhuolu juli

着陆距离　landing distance　飞机从安全高度开始下滑、接地、地面滑跑，直至完全停止所经过的水平距离。为了缩短着陆距离，可以采用增升装置、阻力板、减速伞或反推力装置等措施。　（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

zhuolu leidazhan

着陆雷达站　approach radar station　引导飞机进场着陆的三坐标雷达及辅助的地空通信设备组成的雷达站。雷达站可以车载，也可以固定安装在地面指挥所。雷达由天线、发射机、接收机、信号处理机及两个显示器组成。雷达有两个天线，一个是水平天线，另一个是垂直天线。分别在水平面和垂直面内形成窄波束(0.5°～1.5°)，车载时，天线安装在车

箱外上方，并在方位 ±10°，俯仰 -1° ~ +(6° ~ 8°) 范围内扫描。雷达站建在跑道中部的一侧，朝向飞机着陆方向。雷达站与着陆方向夹角应小于 9°（平行跑道方向为 0°）。地空通信设备一般为甚高频(VHF)和特高频(UHF)两路通信电台，用于指挥引导飞机进场着陆。它们通常也安装在工程车上。着陆雷达站的雷达及通信电台都具有一定的电子对抗能力及保密措施。（撰写：马芳田 审订：陈国华）

zhuolu sudu

着陆速度 landing speed 物(人)伞系统接地瞬间的速度。由水平速度和垂直速度合成。降落伞的主要性能指标之一。由物体(人)耐受着陆冲击的能力及使用的缓冲装置决定着陆速度的大小，人用降落伞的着陆速度一般不大于 7.5 m/s。翼伞的着陆速度较大，着陆时需进行雀降。

（撰写：王中文 审订：袁修干）

zhuolu xingneng celiang

着陆性能测量 landing performance measurement 通过机载空速测量系统和起飞着陆航迹测量系统对飞机着陆性能的测量。军用飞机着陆性能测量是为了确定着陆距离和着陆滑跑距离。着陆性能测量方法参见起飞性能测量。运输类民用飞机的着陆性能测量是为了确定飞机的着陆场长和使用限制，即必须按下列条件确定从高于着陆地面 15 m 的一点到飞机着陆并完全停止所需的水平距离。其要求：(1) 飞机必须处于着陆构形；(2) 下降到 15 m 高度前，必须维持以不小于 1.3 V_s 的校正空速定常下滑进场；(3) 必须按所制定的使用操作程序改变飞机的构形、功率(推力)和速度；(4) 着陆时必须避免过大的垂直加速度，无弹跳、前翻、地面打转等倾向；(5) 着陆时不得要求特殊的驾驶技巧或很高的警觉性。

（撰写：王维翰 修订：张克荣 审订：屈见忠）

zhuolu zhongliang

着陆重量 landing weight 飞机按规定构型、装载及剩余燃料着陆时的重量。有关着陆重量的术语，军用飞机有正常着陆重量、最大着陆重量等，民用飞机有最大设计着陆重量、最大允许着陆重量、使用着陆重量(OLW)等，分别有不同的含义(参见本书相关条目)。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zhuoshui

着水 landing on water 直升机(或水上飞机)在指定的着水区(利用已定的水面上浮标为标记)降落在水面上。直升机起飞后，驾驶员检查发动机和直升机的工作情况正常后飞向水上作业区，到达着水区上空通过一次，仔细观察浮标情况和净空条件，根据风向、风速，建立航线，在距水平面 10 m 高度上稳定悬停，打开风挡雨刷使视线清楚，柔和地放总距，使直升机下降到接近水面，然后拉杆抑制直升机的低头趋势。接水后缓慢地将总距放在规定的位置，杆回中立。根据直升机的吃水深度重新调整总距位置，通过协调操纵驾驶杆、总距杆和脚蹬使直升机按规定航向速度滑行至规定的位置，停机或再次起飞。



着水

水上飞机在水面上降落时，由于水面的反冲力可能使飞机弹离水面而再着水，从而出现多次着水撞击现象。着水撞击是水上飞机外载荷研究的一个重要部分。在水上飞机发展中，曾采用水橇、水襟翼、水翼及其他增升装置来减小速度和改进着水技术，降低撞击载荷，提高抗浪能力。

（撰写：周建新 修订：陈增江 审订：李志强）

zhuoshui zhuangji

着水撞击 landing impact 水上飞机在水面上降落时，船底或着水辅助器与水碰撞的过程。着水时，由于水面的反冲力可能使飞机弹离水面而再着水，从而出现多次着水撞击现象，而且在有波浪的时候，后续的撞击可能比首次更厉害。着水撞击是水上飞机外载荷研究的一个重要部分，船身强度设计主要取决于着水撞击的位置和产生载荷的大小。按着水部位分为艏部撞击、艉部撞击、主断阶撞击和双断阶撞击；按水面条件分为静水面撞击和波浪水面撞击；按船底两侧触水情况分为斜撞击(船底侧面着水)、正撞击(船底两侧对称着水)。在水上飞机发展中，曾采用着水辅助器如水橇、水襟翼、水翼等来改进着水技术，降低撞击载荷。近年来多采用改进增升装置来减小着水速度，降低撞击载荷。

（撰写：航 科 审订：刘秋爽）

zitai baochi

姿态保持 attitude hold 又称姿态稳定。飞行控制系统的一种工作模态，飞机在飞行过程中保持飞行姿态(俯仰角、倾斜角)不变。装有飞行控制系统的飞机，在姿态保持模态时受到扰动时飞行姿态将发生变化，姿态敏感元件感受到姿态偏差信号，通过飞行控制系统驱动相应舵面，控制飞机回复到原来姿态位置，保持飞机飞行姿态不变。

（撰写：王宗学 审订：王占林）

zitai hangxiang jizhun xitong

姿态航向基准系统 attitude and heading reference system (AHRS) 一种提供飞机姿态和航向参数的基准系统。目前趋向于采用捷联式系统结构，通常，系统由惯性元件陀螺和加速度计以及相应的电子线路和计算机构成，陀螺和加速度计通过精密安装支架构成惯性组件，直接与飞机机体固连。惯性组件测出飞机绕各轴的转动角速度和沿各轴的线加速度，这些信号输入计算机，由计算机算出姿态角和航向角。这种基准系统可以替代垂直陀螺、航向陀螺、角速度陀螺和加速度计等单个传感器，为飞行控制系统，新一代机载武器火控系统，机载雷达等机载设备提供姿态、航向基准，其性能优于机电式航姿系统，且提高了可靠性，降低了成本。同时该系统还可以和 GPS 组合，实现导航功能。

（撰写：以光衢 审订：王纪像）

zitai xiuzheng

姿态修正 attitude correction 又称姿态补偿。对飞机姿态

变化导致的油箱内油面倾斜而引起的油量测量误差的修正。在燃油数字管理系统中，姿态修正由微处理机完成；在一般电容式油量测量系统中，通过油箱内不同部位设置多个油量传感器的方法进行粗略的姿态修正。(撰写：徐 干 审订：杨燕生)

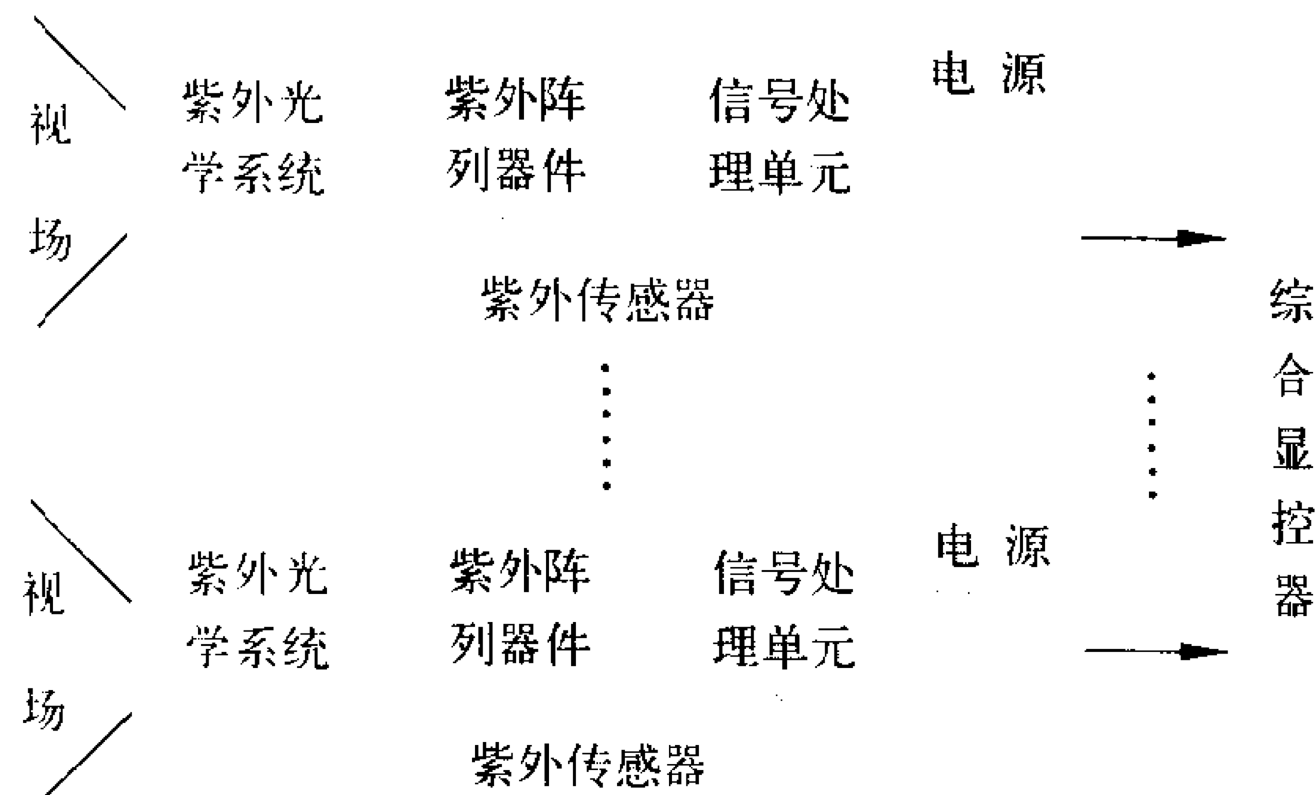
zimu zhandoubu

子母战斗部 dispenser warhead 内部包含有多个子弹头的战斗部。当战斗部到达预定位置时，其外壳被专门机构打开，随之抛射系统将子弹头抛出，形成一个较大的杀伤区，靠子弹头毁伤空中或地面目标。子母战斗部毁伤效率除与子弹头本身性能有关外，还与子弹头的散布状态有关。子弹头的数量、重量和形状尺寸取决于对战斗部的威力要求。子母战斗部的抛射系统有强制型和气动力型两种。

(撰写：施广水 审订：王祖典)

ziwai daodan gaojingqi

紫外导弹告警器 ultraviolet missile approach warning equipment 利用探测导弹飞行时排气羽烟的紫外辐射特性，对来袭导弹进行截获、实时分析、识别、判别其威胁程度，并按预定的判断准则进行告警的设备。告警设备主要安装在作战平台上对来袭导弹进行告警。紫外导弹告警通常采用中紫外波段工作，此波段的太阳紫外辐射受大气层阻挡，达不到低空，形成光谱上的"黑洞"，因此紫外导弹告警的虚警率极低，大大降低了信号处理难度，设备简单，不需要制冷，体积小，重量轻。紫外告警设备的一般组成如图所示，通常有



紫外告警设备工作原理示意图

4～6个安装于平台不同位置的传感器，以满足空域覆盖。传感器由光学系统和紫外阵列器件组成，各个传感器探测各自视场内特定波长的紫外光子并经光电转换形成电信号。信号处理单元将信号进行预处理，然后由综合显控器进行进一步处理并对结果作出判断并显示。紫外导弹告警器的主要性能指标有探测灵敏度、探测空域、角度分辨率、探测概率和虚警率。(撰写：龚 渝 审订：胡民才)

zibaozhang nengli

自保障能力 self-supportability 装备本身具有的机内保障能力，是装备本身的一种保障特性。其目的在于装备可减少或取消对某些外部保障的依赖，自行提供作战现场所需的基本保障，以便战时能进驻到保障条件简陋的野战点机动作战。目前有自保障能力设计要求的典型装备是飞机(含直升机)，尤其是战斗机。具有自保障能力设计的飞机可自行提供起飞和起飞线维护所需的各种能源和挂弹、顶起飞机等保障功能，以及飞行所需的氧气和氮气。

(撰写：侯志刚 审订：张鸿元)

zidong ceshi shebei

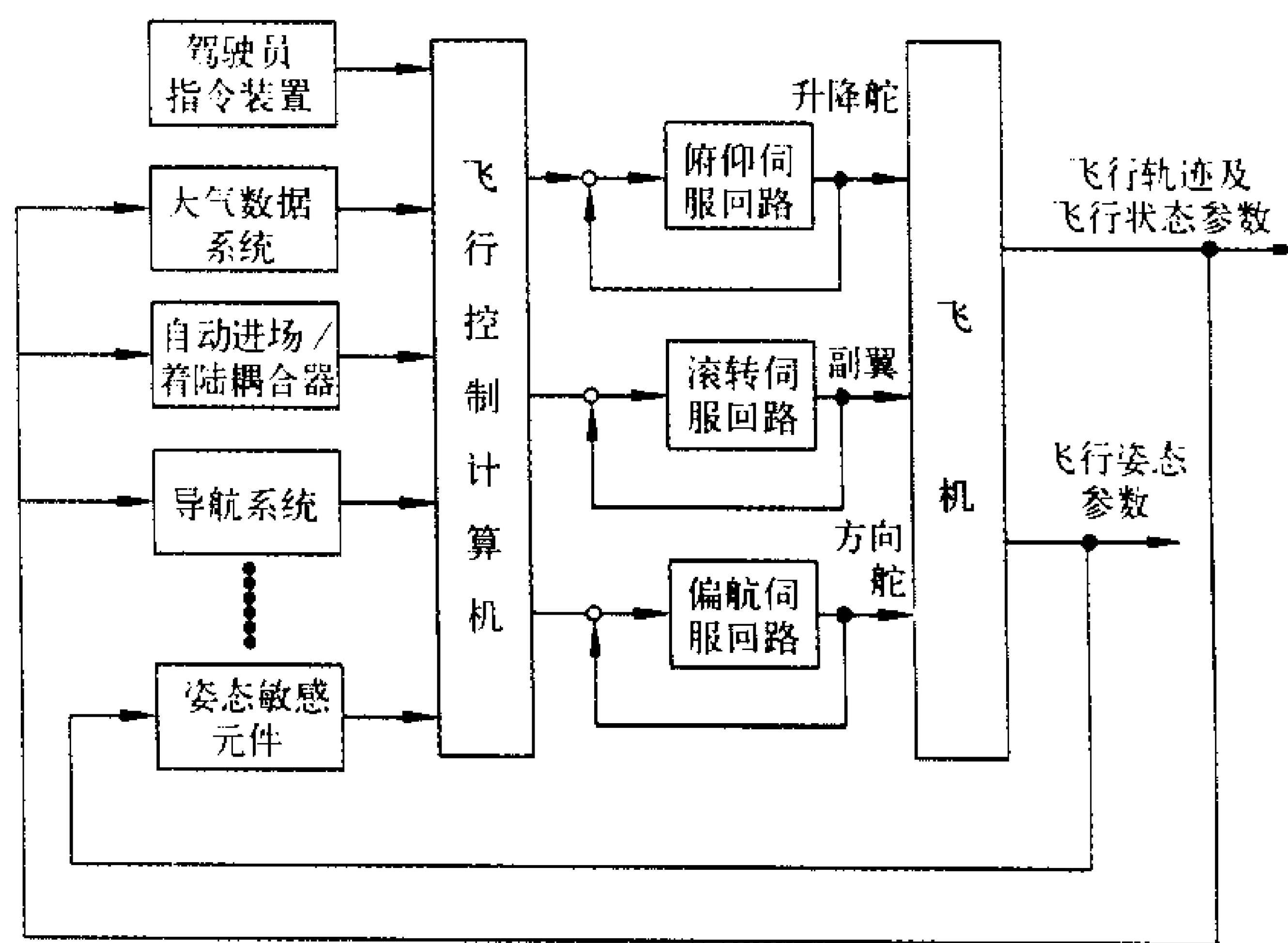
自动测试设备 automatic test equipment (ATE) 见综合卷。

zidong cexiangyi

自动测向仪 automatic direction finder 见电子卷。

zidong feixing kongzhi xitong

自动飞行控制系统 automatic flight control system 用来自动完成飞行控制任务的一类飞行控制系统。它是飞机多种自动控制系统的统称，主要包括自动驾驶仪、自动油门杆控制系统、自动导航系统、自动进场/着陆系统、自动地形跟随/回避系统等。其主要功能是：姿态和航向保持、飞行速度和飞行高度的控制与保持，自动导航，自动进场/着陆



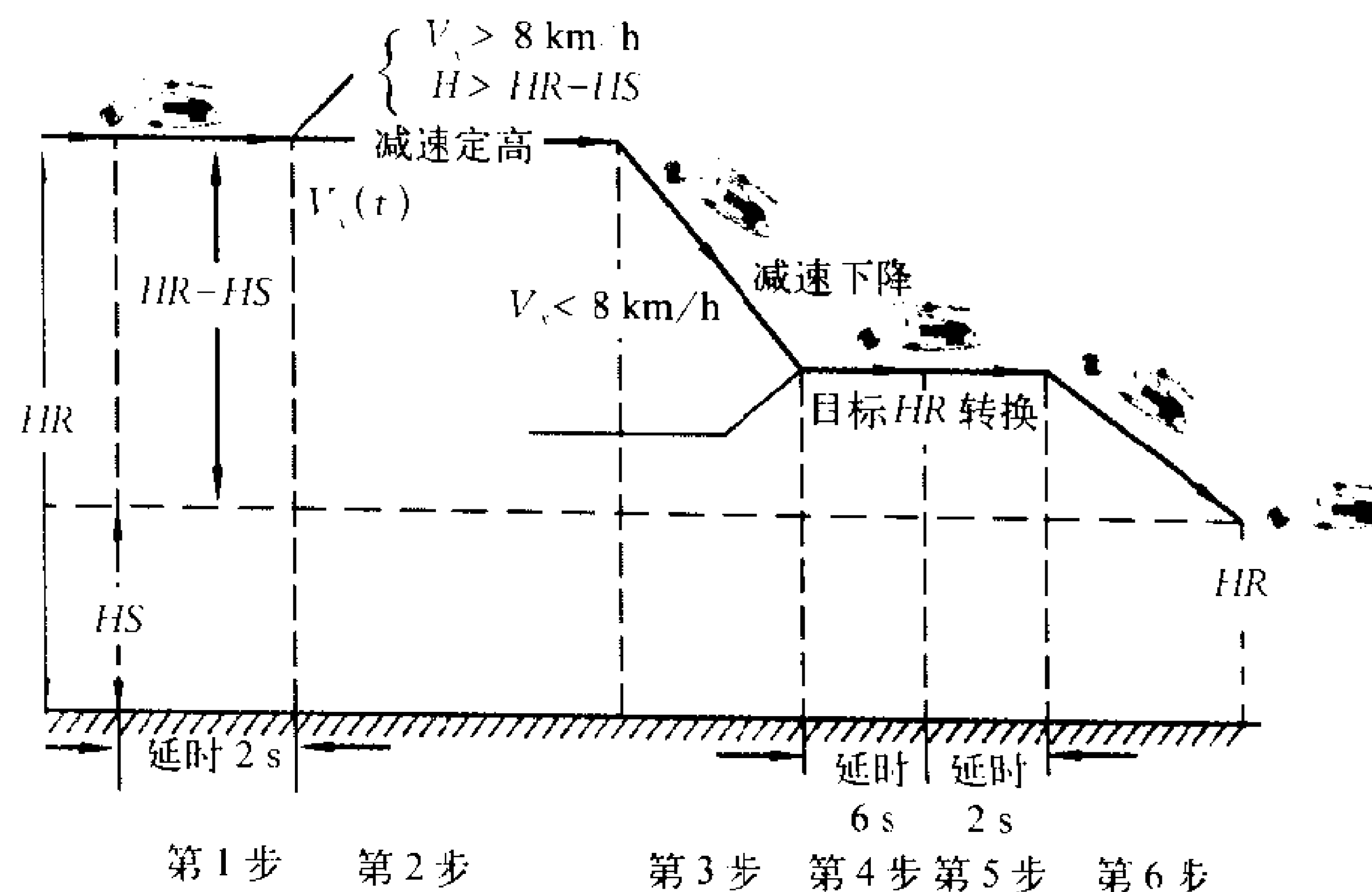
自动飞行控制原理框图

等。自动飞行控制系统是在自动驾驶仪的基础上发展形成的。从20世纪初开始研制的自动稳定器，30年代装备在飞机上，它仅能保持飞机的平直飞行，以减轻驾驶员的工作负担。40年代发展成自动驾驶仪并在轰炸机上与轰炸瞄准具交联，以提高瞄准轰炸精度。50年代出现了自动驾驶仪与机上多种系统交联、多功能的自动飞行控制系统。60～70年代开发的主动控制技术扩展了自动飞行控制系统的内涵和功能，目前已广泛应用于先进的军用和民用飞机。自动飞行控制系统的发展趋势是自主化、智能化和综合化。

(撰写：王宗学 审订：王占林)

zidong guodu kongzhi

自动过渡控制 automatic transition control 直升机飞行控制系统的特有控制方式。在此飞行状态下，飞行控制系统把直升机从某一巡航速度、高度上，精确、平滑地自动过渡到



自动过渡悬停过程示意图

较低高度悬停点上，此过程称向下自动过渡；反之，则称向上自动过渡。自动过渡是一个复杂的飞行控制过程，需要纵向、横向、航向和总距4个控制通道同步协调工作来完成。自动过渡控制一般由6个步骤实现：(1)接通无线电高度表，实现高度保持功能，建立高度基准状态；(2)减速并保持基准高度状态；(3)减速并下降至预定高度；(4)高度通道在预选高度上处于同步状态；(5)无线电高度转换，接通预选悬停高度；(6)在悬停点上保持无线电高度。上述过程的转换条件可按时间控制，亦可按高度偏差实施转换。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

zidong huayin gaojing xitong

自动话音告警系统　automatic voice-alert system　将各种告警传感器送来的信息实时采集并经处理分析后与预先设定的报警条件进行比较，达到报警条件时发出相应话音报警的设备。它主要由各种传感器、微处理器及相应软件、话音合成器或话音库、话音输出电路等组成。报警用语由用户定义，各报警语句的优先级别、重复频度、音量及立体声声源方向等可根据报警内容的紧迫性及需要进行编程。采用话音报警可减轻操作人员的视觉负担，提高操作人员对告警的反应速度和对告警模式的识别能力。采用立体声告警还可使操作人员对告警部位有大致的方向感。

（撰写：潘之劲　修订：凌耀城　审订：金德琨）

zidong huiling xitong

自动回零系统　automatic back-zero system　又称自动调零回路。在自动飞行控制系统中，用来补偿多余信号保持飞行控制系统输入信号平衡的自动调节系统。自动回零系统由信号放大器、回零电机、输出信号传感器及传动装置组成。采用自动回零系统是实现飞行控制系统高度自动化、多模态安全平缓转换控制的重要措施。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

zidong jidong gongji xitong

自动机动攻击系统　automated maneuvering attack system (AMAS)　综合飞行/火力控制系统中的一种。自动完成进入目标区、对目标进行瞄准和武器投放，最后自动退出攻击，集目标截获和跟踪、操纵指令计算和飞行控制于一体的综合火力飞行控制系统。为适应现代的威胁环境，战斗机对地攻击必须低空大速度、高机动、快速瞄准和防撞；对空攻击必须全方位、高机动交战。攻击系统必须高度综合并实现自动化、能完成航路规划、威胁管理和导航攻击等关键任务。

自动机动攻击系统主要有目标状态估值、操纵指令计算和航路规划3个功能，分别由传感器—跟踪器装置、火控计算机和数字式飞行控制系统完成。任务阶段分为进入目标区、攻击目标和退出机动，对应的导引阶段分为进入、攻击和退出。进入导引，利用雷达、自动驾驶仪引导飞机到达非机翼水平(NWL)投放的那一点；攻击导引，完成非机翼水平转弯；退出导引，快速地引导飞机返回预先选定的退出高度并维持转弯的飞行路径。

自动机动攻击系统的任务是自动地对地轰炸和空中射击。对地轰炸应完成机翼水平（WL）投放和非机翼水平(NWL)投放：在离目标很近且目标方位角小的情况下，自动完成WL投放；其他情况采用NWL投放，以获得投放全过程维持高的转弯速度。关于对地轰炸解算，根据NWL投放几何关系，可按转弯半径求投放距离，也可按投放距离求转弯半径，从而给出滚转角指令和(或)法向加速度指令。关于空中射击解算，利用前置角几何关系，求出现在的前置角与需要的前置角的差，控制飞机使其差值为零。

目前，自动机动攻击系统还处在研究、试验和样机的阶段。

（撰写：李克己　审订：孙隆和）

zidong jiasuqi

自动加速器　automatic accelerator　快推油门时，保证发动机由某一稳定工作状态过渡到另一稳定工作状态，控制供油量使发动机不喘振、不超温、不熄火的自动调节装置。发动机加速性的好坏，一般都以从慢车转速加速到最大转速所需要的时间来评定。按不同的控制规律，目前常见的自动加速器分为：(1)气动式：按压气机出口压力供油；(2)液压延迟器式：按时间程序供油；(3)转速式：按发动机转速供油；(4)换算参数式：按换算转速($n/\sqrt{T_1}$)供给换算油量($G_f/p_2\sqrt{T_1}$)。其中，最后一种为最佳。它在整个发动机工作包线范围内，基本上都有较好的加速性能。

（撰写：楼根良　审订：王洪铭）

zidong jinchang zhuolu xitong

自动进场着陆系统　automatic approach and landing system　按照预定方式引导和控制飞机进场着陆的飞行控制系统。飞机的进场着陆是一个对飞行轨迹、飞行速度和飞行姿态的精度要求很高、难度很大的飞行过程。由自动驾驶仪、推力控制系统和导航、导引系统组成自动进场着陆系统，完成上述飞行过程的精确控制。下滑和航向导引系统给出偏离进场着陆轨迹的偏差信号，由自动驾驶仪完成飞机姿态和轨迹的精确控制，同时发动机油门控制系统保证飞行过程中相应飞行速度的精确控制。应用较广的着陆导引系统有仪表着陆系统(ILS)、微波着陆系统(MLS)、雷达定位系统和全球定位系统(GPS)等。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

zidong mubiao jiaojie xitong

自动目标交接系统　automatic target handoff system (ATHS)　在侦察机与指挥机(或指挥中心)和攻击机(或炮群阵地)之间进行实时的目标数据交接的自动化作战管理系统。侦察机可以利用机上原有的通信电台，以猝发数字通信方式，将侦察到的目标数据传输给处于隐蔽待命的攻击飞机和指挥飞机。攻击飞机和指挥飞机上的任务管理计算机系统将接收到的目标数据以菜单页面形式自动显示在控制显示器(CDU)上。数据传输使用频移键控(FSK)或相移键控(PSK或DPSK)等调制方式。数据链路可链接多个用户。可单一用户呼叫；也可一组用户或所有用户共同接收；还可以和话音通信共享链路，在话音传输间歇时进行数据传输。该系统的使用，可以缩短攻击飞机的暴露时间，而且通过帮助驾驶员进行战场任务管理而减少驾驶员负担并提高作战的有效性。ATHS系统最早是为美国AH-64和OH-58D武装直升机研制的，后被其他国家的武装直升机所采用。ATHS系统除需配备战场任务管理计算机外，只需利用原有的通信电台，其成本较低，这是该系统的一大优点。

（撰写：陆肇绥　审订：龚世明）

zidong mubiao shibie

自动目标识别　automatic target recognition　利用雷达等探测器和计算机对目标进行自动识别。现代雷达不但能对远距

目标进行探测和定位，而且能够测量和目标形体与物理特性有关的参数并能成像，进而对目标实现自动识别。自动目标识别系统一般由传感器变换、特征信号提取、特征空间变换、样本存储和样本学习、识别器等模块组成。目标自动识别首先要建立目标样本空间库。对已知目标进行测量并取得目标的训练数据。获取训练数据的方法可以用内、外场测量或靶场动态测量，这些训练数据经特征提取与特征空间变换，存入目标样本空间库供目标自动识别用。利用雷达回波获取目标特征信息，通过特征空间变换后，在目标分类器中和来自目标样本空间库的样本进行处理和判决，从而完成目标自动识别。（撰写：刘玉战　审订：钱允敏）

zidong peiping xitong

自动配平系统　automatic trim system　在飞行过程中能够使飞机保持平衡的自动控制系统。飞行中气动力的变化、飞机重心和飞机气动外形的变化等，将导致力矩平衡的破坏，使飞机产生姿态运动。通过自动配平系统控制相应的辅助操纵面，产生配平气动力矩，使飞机保持力矩平衡状态。自动配平系统可分为马赫数配平系统、迎角配平系统和自动调整片系统。（撰写：王宗学　审订：王占林）

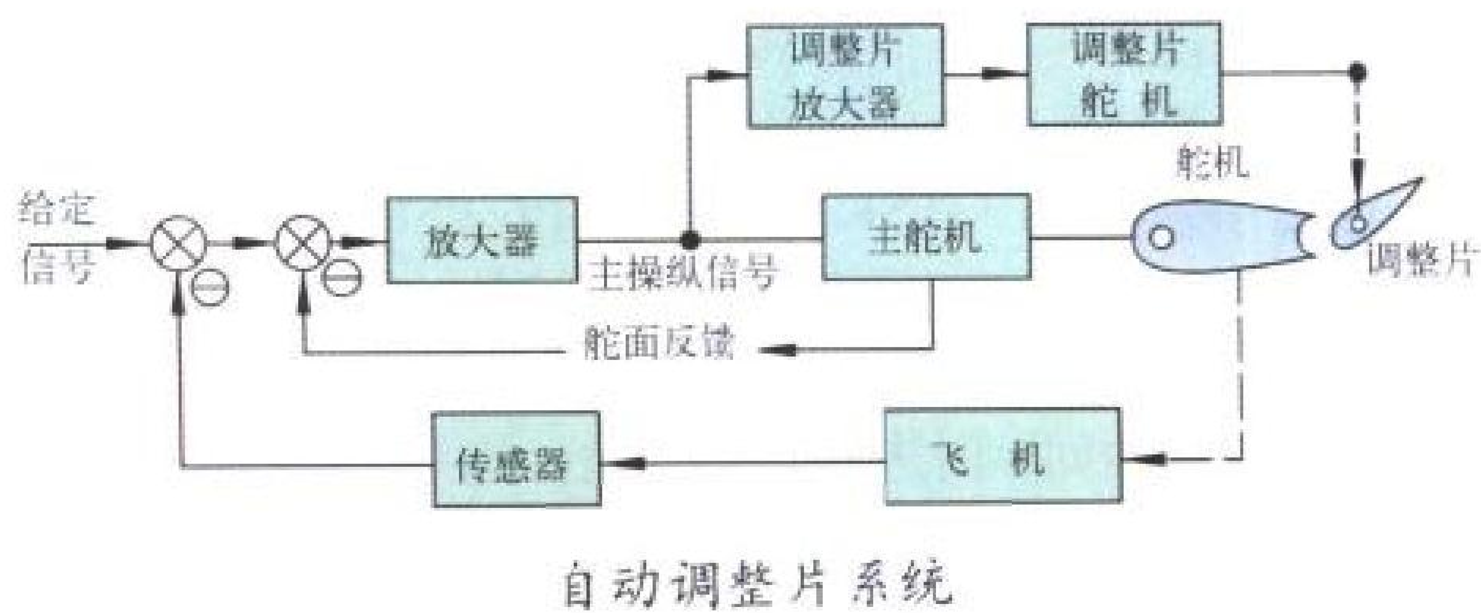
zidong shache xitong

自动刹车系统　autobrake system　刹车过程无需人工参与的刹车系统。一般应用于大中型旅客机或运输机。由自动刹车控制板、自动刹车控制盒、自动刹车着陆组件及自动刹车起飞组件等组成。自动刹车分为两种模式：着陆模式与中止起飞模式。按减速度水平，着陆模式通常分为最小、中等及最大三挡；而中止起飞模式只有最大一挡。着陆前，驾驶员根据需要拨动位于自动刹车控制板上的刹车选择开关，选定合适的挡次即可。采用自动刹车可以减轻驾驶员的劳动，并有助于增加旅客的舒适感。在任何时刻，驾驶员都可以蹬动刹车脚踏板，用人工刹车超控自动刹车。

（撰写：胡枫梧　审订：杨燕生）

zidong tiaozhengpian xitong

自动调整片系统　automatic tab system　自动配平系统的形式之一。在自动驾驶仪工作时，通过飞机调整片的自动调节，来抵消主操纵面上静态铰链力矩的控制系统。自动调整



自动调整片系统

片系统由调整片放大器和调整片舵机组成，其控制信号由自动驾驶仪计算机形成，经调整片放大器延时、放大处理后，对调整片舵机进行开环控制。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

zidong xiangguan jianshi

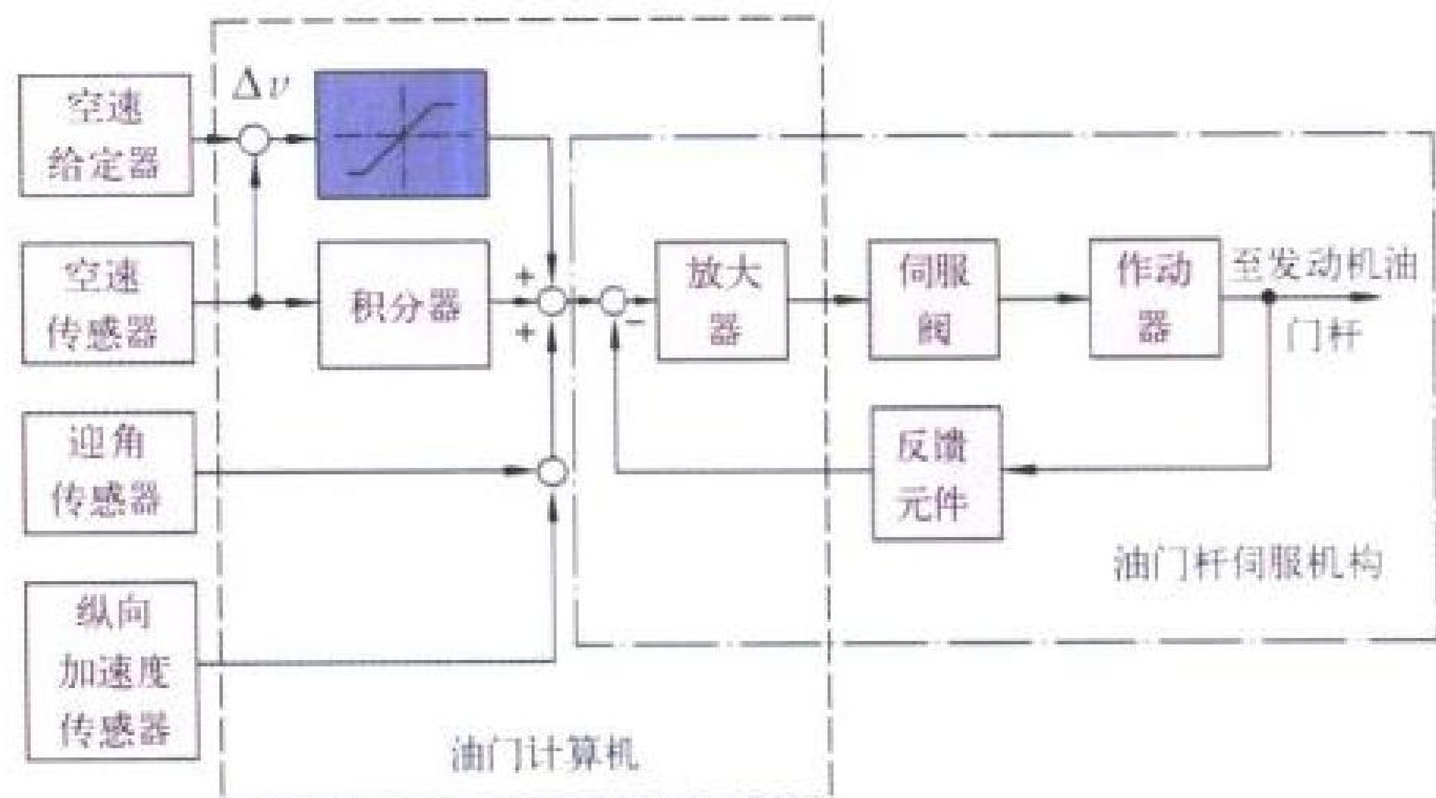
自动相关监视　automatic dependent surveillance (ADS)　由航空器将机载导航定位系统导出的飞机实时位置数据通过空地数据链自动发送到地面空中交通管制中心的一种监视技术。当地面接收到自动相关监视下传数据进行处理后，可以从显示屏上看到该飞机的点迹，所以能起到和雷达监视相同的作用。由于其位置数据由飞机上导出后通过空地数据链下传给地面，所以它属于非独立监视。自动相关监视主要适用于无雷达空域的空中交通监视，在有雷达空域也可作为雷达监视的补充，在雷达盲区或雷达遭遇干扰不能测定飞机位置时，自动相关监视可以提供位置数据。自动相关监视数据与雷达数据融合后将获得优化的位置数据。自动相关监视的基本报告包括飞机识别和位置数据，其附加报告可以包括飞机的空速或地速矢量、计划剖面、临时意向、空中气象数据等。基本报告的自动发送周期，由地面空中交通管制中心向飞机约定，可以在 1 s ~ 68 min 的范围内选定。此外，还能约定发送事件报告，包括通过指定地点事件、偏离事件、变化（航向、高度、航迹角等超过指定阈值）事件时的自动报告。目前还发展了广播式自动相关监视（ADS-B）只发送基本的位置报告，因而常规的自动相关监视有时被称为选址式自动相关监视（ADS-A）。（撰写：周其焕　审订：薛文安）

zidong xuanting kongzhi

自动悬停控制　automatic hovering control　悬停是直升机特有的一种飞行状态。飞行控制系统自动保持直升机相对地面或海面某点高度和位置不变。直升机在悬停飞行时处于力和力矩完全平衡状态，其姿态和位移都保持不变。为实现悬停控制，必须使直升机飞行控制系统的俯仰、滚转、航向和总距油门杆 4 个通道同时自动协调工作，并利用多普勒雷达直接测出纵、横向地速，用无线电高度表测出相对高度，以保持直升机的精确悬停。（撰写：王宗学　审订：王占林）

zidong youmen kongzhi xitong

自动油门控制系统　autothrottle control system　通过发动机油门杆的控制实施发动机推力自动控制的系统，又称油门杆自动控制系统，主要用于舰载机着舰控制。它由空速传感器、迎角传感器、纵向加速度计等敏感元件，空速给定器、油门控制计算机和油门杆伺服机构等组成。各传感器将信号



自动油门杆系统原理图

送至油门控制计算机，按一定的控制规律形成控制信号，通过油门杆伺服机构操纵油门，从而控制发动机的推力和飞行速度。20 世纪 50 年代开始应用油门控制系统，经历了机电式系统、模拟电子式系统，现在正向着数字式的油门控制系统发展。（撰写：王宗学　审订：王占林）

zidong zhuojian xitong

自动着舰系统　automatic carrier landing system　舰载飞机

实现自动着舰的机载和舰载设备各称为自动着舰系统。它是飞行控制系统和推力控制系统的综合控制系统。舰载雷达和计算机用来测定飞机位置和舰船的运动数据并形成控制指令，通过飞行控制系统控制飞机飞行；自动油门控制系统和减速系统协调配合完成动力补偿和速度控制，实现自动着舰。自动着舰系统应能在能见度低、舰船运动、大气干扰、舰尾有下降气流并无拉平飞行段的条件下，控制飞机达到精确的下降率和着舰点，保证安全着舰。（撰写：王宗学　审订：王占林）

zidong zhuolu

自动着陆　autoland　航空器的自动飞行控制系统和仪表着陆系统耦合，借助仪表着陆系统的方位引导和垂直引导使航空器自动地完成进近（进场）和着陆的过程。各类精密仪表进近（进场）着陆程序均具有自动进近（进场）功能，通常Ⅱ类和Ⅲ类精密进近（进场）着陆程序具有自动着陆能力，但仍然需要在进入跑道入口的前后交给手操纵飞机接地。严格地说Ⅲ类精密仪表进近（进场）着陆程序才是真正的自动着陆。自动着陆时需要航空器上具有的自动飞行控制系统不仅包括对飞机三轴的自动控制，还包括对飞机推力的自动控制（自动油门或自动推力控制系统）。（撰写：周其焕　审订：薛文安）

ziji zhendong

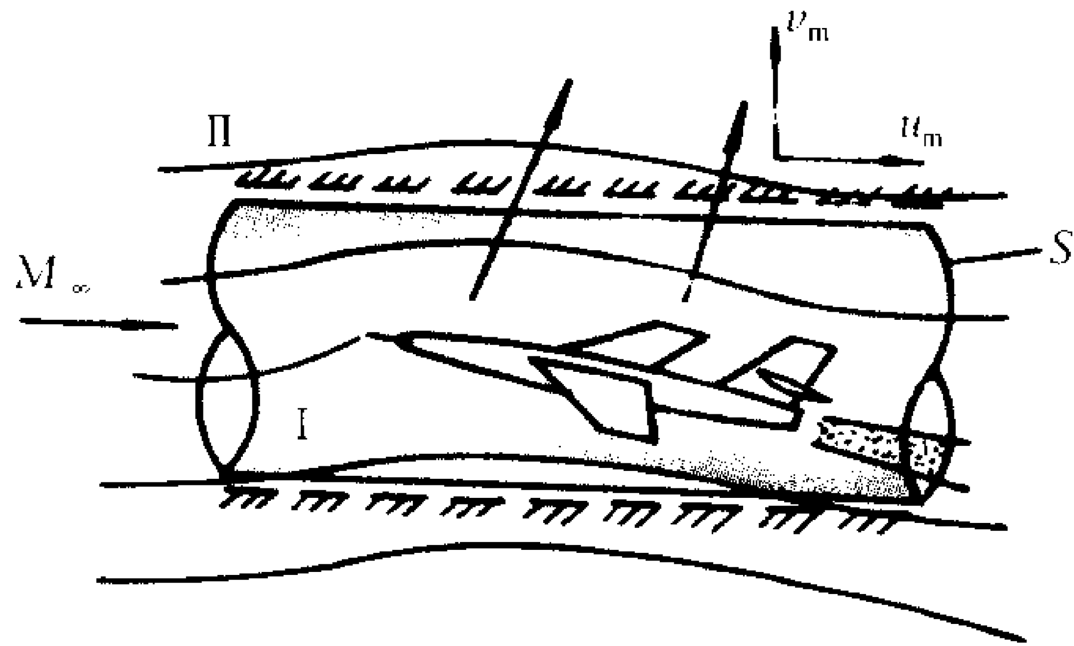
自激振动　self-excited vibration　对于某一个运动系统的激振是这个系统运动的位移、速度、加速度（可以是三者之一或它们的任意组合）的函数所引起的振动。根据参数的不同，自激振动可以从稳定变成不稳定。颤振就是一种不稳定的自激振动。（撰写：管　德）

ziran jiebing feixing shiyan

自然结冰飞行试验　natural icing flight test　见防冰系统试验。

zishiyingbi

自适应壁　adaptive wall, self correcting wall　能使风洞气流绕模型的流线与实物在自由流中的流线相同的试验段壁板。自适应壁工作的基本原理是：在风洞中远离模型靠近洞壁处取一控制面 S，S 面内为Ⅰ区，面外为Ⅱ区（见图），即假想的无限流场。因为Ⅱ区远离模型，可将该区的流动看作是位流。对于Ⅱ区流动，只要知道 S 面上一个参数（如已知 u），那么再根据在无限远处扰动为零的条件，就可以用计算方法求出 S 面上的其他参数（v, p, ρ, …）。当有洞壁时，在 S 面



自适应壁原理图

上所测得的参数量值是偏离无限流动函数关系的，这种偏离就是洞壁干扰。通过调整柔壁壁面外形，使 S 面测得的各个量之间满足无限流动的函数关系，亦即消除了洞壁干扰。根据此原理，用自适应壁做模型试验时，在试验段流场建立后，沿着控制表面测量气流轴向和法向的扰动速度 u_m 和 v_m，由 u_m 和来流速度 v_∞ 为条件解Ⅱ区的流动方程，计算出无限流场条件下沿 S 面的法向扰动速度 v_c 的分布。将 v_m 与 v_c 作比较，如果 v_m 与 v_c 不一致，表明Ⅰ区的流动受洞壁干扰的影响，必须重新调节柔壁壁面外形。连续进行计算，直到 v_m 与 v_c 一致，即消除了洞壁干扰。自适应壁有柔壁、沿轴向可变其驻室压力的通气壁以及沿轴向可变其开闭比的通气壁三种形式，而以柔壁用得最为广泛。自适应壁的概念由西尔斯（Sears）和费里（Ferri）于20世纪70年代中期提出后，发展十分迅速。目前二元自适应壁技术已可实用于消除翼型试验的洞壁干扰。用二元自适应壁消除三元模型亚声速洞壁干扰、消除跨声速波反射干扰正在研究发展中。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

zishiying jiyi

自适应机翼　self adapting wing　在飞行中可根据飞行条件自动改变几何参数以获得最优性能的机翼。其原理是通过自动控制系统操纵机翼的控制表面，使机翼在各种不同情况下都能适应并达到较好飞行性能状态。它可以降低机翼的突风载荷和机动载荷，控制颤振阻尼，并因此能够减轻飞机的结构重量，提高飞机的机动性和机翼的颤振临界速度。目前尚处于研究阶段。（撰写：冯元生　审订：赵秀丽）

zishiying kangganrao

自适应抗干扰　adaptive antijammer　信息传输系统根据所处的干扰环境，通过在空域、时域和频域上进行自适应处理，改变被保护系统的结构和参数，以使它在任何形式干扰作用下，能够以最佳的方式完成其功能，从而达到抗干扰的目的。主要工作是自动获取和分析干扰，确立干扰性质，找出威胁最大的干扰，确立最佳抗干扰方式和参数、监视抗干扰效果，变换抗干扰的参数，以求最佳抗干扰效果。自适应抗干扰均采用高速计算机及信号处理技术，以提高抗干扰的快速反应能力。自适应抗干扰技术目前正显示出其强大的生命力。自适应抗干扰的内容广泛，例如，通信系统的自适应和优化方法、自适应阵列空域抗干扰技术、自适应干扰抑制技术、自适应抗干扰电磁兼容技术、短波自适应选频抗干扰技术等，均属于自适应抗干扰研究范围。

（撰写：许宗泽　审订：仰书耀）

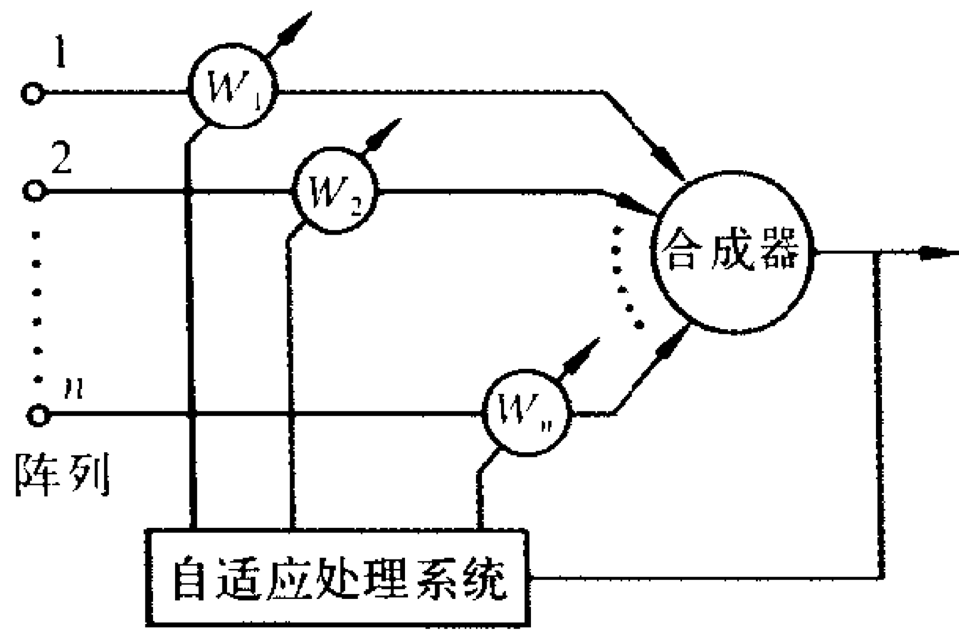
zishiying tanshe zuoyi

自适应弹射座椅　adaptive ejection seat　根据应急弹射离机的状态能够自动选择合理的参数以及合适的弹射程序以控制人椅系统姿态和飞行轨迹的弹射座椅。由于救生性能包线范围的不断扩大，高低速开伞、高低温弹射、不同姿态下弹射等矛盾日趋尖锐。为了改变在一定的速度范围内，采用不变的控制时间和弹射推力的不合理情况，在自适应弹射座椅上采用了连续控制技术、生命威胁估算逻辑程序，以便根据不同的弹射状态自动选择弹射程序，并改变推力矢量。其关键技术包括椅载微处理机控制技术，生命威胁估算逻辑控制技术，各种参数（压力高度，实际离地高度、空速、下沉率、加速度、温度、姿态角、角速度和角加速度等）的感受技术、推力矢量控制技术等。（撰写：李　锐　审订：袁修干）

zishiying tianxianzhen

自适应天线阵　adaptive array antenna　能够适应任务需

要、信号环境和空间条件的快速随机变化，自动实时实现性能优化的天线阵列。在结构上，它由天线阵列与自适应信号处理系统构成，如图所示。接收用的自适应天线阵能自动将



自适应天线阵结构图

最大接收方向调整到信号源方向，并能自动将零值方向对准干扰源方向；某些自适应天线阵还能自动调整极化方向，使对所需信号的极化衰减最小。发射用的自适应天线阵能自动调整方向图，将能量射向预定空间。由于具有上述特点，自适应天线阵广泛应用于通信、雷达、电子战、射电天文等众多领域，并有极大发展潜力。通常，自适应天线阵由若干单元组成。调整各单元激励的幅度和相位，即进行变化的复加权（用 W_1，W_2，…，W_n 表示），便可控制天线阵方向图的形状。自适应处理系统是自适应天线阵的心脏，它的功能是适应客观环境和需要，给出正确复加权的控制信息。

（撰写：许伟武　审订：吕善伟）

zishiying wangge jishu

自适应网格技术　adaptive grid technique　在求解过程中根据数值解的特性调整网格的技术。该技术通过对流场变化剧烈处局部加密网格而提高数值解的分辨率，或根据流场最大特征值的走向局部疏散网格而加快数值解的求解速度。

（撰写：董海涛　审订：李椿萱）

zishiying zidong jiashiyi

自适应自动驾驶仪　adaptive autopilot　能自动适应飞行条件和工作环境的变化，保持系统性能良好的自动驾驶仪，其基本结构形式有开环式和闭环式两种。开环式又称高增益自适应驾驶仪，它具有结构简单、适应能力较好，已得到一定的应用。闭环式自适应驾驶仪，当飞行条件变化时，通过测量、识别系统特性，将其结果与理想参数进行比较，经分析决策后使驾驶仪的系统结构和参数自动修正，以适应条件的变化，保持系统良好的性能。这种系统的结构一般较复杂，驾驶员对系统识别的激励作用也需有个适应过程。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

zixingcheshi qiluojia

自行车式起落架　bicycle landing gear　在飞机对称面内重心前后各安装两个大致相同的机轮的起落架。左右机翼翼尖下各有一个护翼轮。前后布置的主起落架收藏于机身内，护翼轮收藏于机翼舱内。自行车式起落架中，前、后轮与飞机重心的相对位置大多取决于结构要求或炸弹舱门的要求。自行车式起落架主要依靠前后两个主起落架承受飞机着陆载荷和滑行，护翼轮主要在飞机停放及地面转弯时保持飞机稳定。它的缺点是由于前主轮承载相对较大，使飞机起飞抬头比较困难。通常采用使前主起落架支柱伸长或后主起落架支柱缩短的方法增加飞机的起飞迎角来克服上述缺点。这又导致起落架结构较为复杂。

（撰写：杨国柱　修订：赵秀丽　审订：任源博）

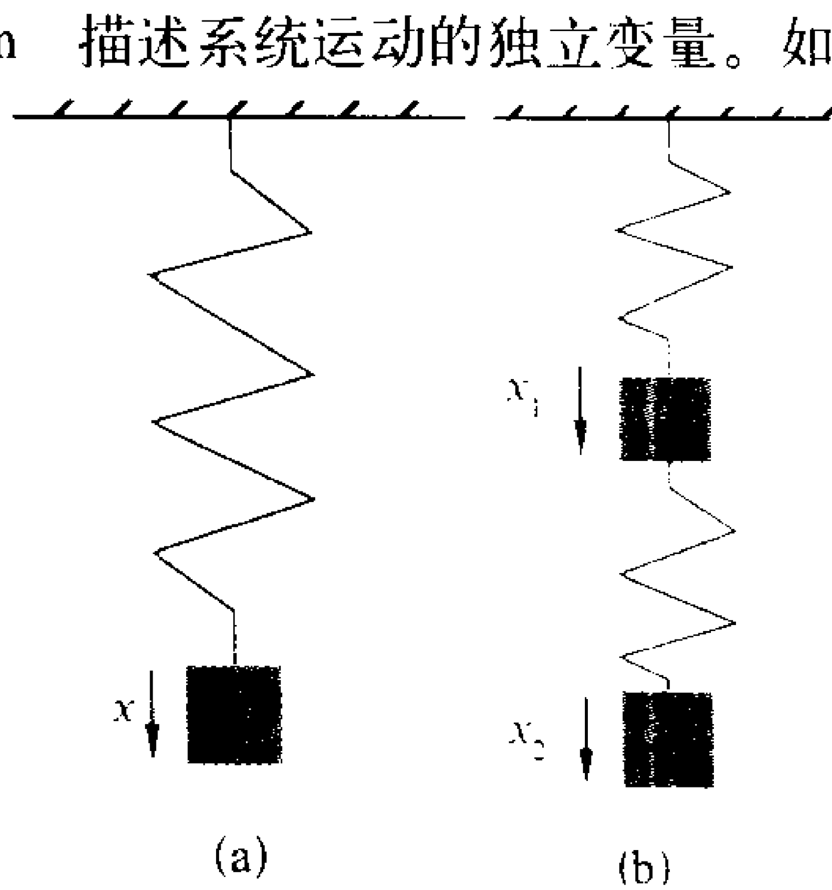
zixiufu xitong

自修复系统　self-reconfigurable system　飞行器在飞行中出现传感器、执行机构、操纵面故障时，可以进行在线故障检测、诊断与定位隔离和实时重构的系统。对于传感器故障，一般采用软件重构或解析重构方法；对于执行机构、操纵面故障，则要修改控制律，利用剩余有效操纵面控制飞行器。特别对于出现执行机构、操纵面卡死故障，则首先要抵消故障造成的干扰力或力矩，再控制飞行器正常飞行。自修复控制系统可减少系统的硬件冗余，减少飞行器的重量和载荷，提高飞行器的安全性和任务可靠性。目前，自修复控制系统还处在开发研制阶段。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

ziyoudu

自由度　degree of freedom　描述系统运动的独立变量。如图 (a) 的弹簧—质量系统，如果重块只限于 x 方向的运动，则 x 方向的位移就是这个系统的自由度。图 (b) 的系统需要两个位移 (x_1，x_2)，才能描述，称为二自由度系统。需要多个独立变量才能描述的系统称为多自由度系统。连续弹性体，如梁、机翼等，需它上面所有点的各种位移才能完全描述它的运动，称为无限自由度系统。



自由度示意图

（撰写：管　德）

ziyoufei jieduan

自由飞阶段　free-flight phase　出舱阶段结束瞬间到人椅开始分离的过程。人椅系统不受任何约束，其运动具有六个自由度，但受气动力、各种火箭推力及重力等作用，在此阶段人椅系统必须安全飞越飞机垂尾、具有良好稳定减速性能、具有良好的人椅分离姿态、多座弹射应互不干扰。用刚体空间运动方程（六自由度）计算该阶段人椅系统运动参数。各国都在为该阶段高速气流吹袭防护、控制弹射轨迹等研制各种新颖有效装置，以提高高速、低空、不利姿态条件下弹射救生成功率。

（撰写：李　锐　审订：袁修干）

ziyou feixing

自由飞行　free flight　自由飞行是 1994 年美国联邦航空局 (FAA) 提出的概念，由美国无线电技术委员会定义为“在仪表飞行规则 (IFR) 下具有安全和效率的运行能力，运行者具有实时选择其路径和速度的自由。空中交通限制仅施加于确保飞行间隔、预防机场容量超荷、防止非批准飞经专用空域和确保飞行安全。这些限制的程度和时间应仅限于已经认同的，任何为撤除或减少限制所做的努力都意味着向自由飞行迈进一步。”这是 FAA 企求在采用某些新技术新体制下放松空中交通管制，创造一种既能保证安全又能发挥运行者和驾驶员自我意志和灵活性的空中交通环境。作为一种重大技

术和政策举措，FAA 计划通过局部地区演示和验证后进而推广实施。自由飞行是相对于管制飞行而言的，实现自由飞行的基本条件是空中交通管理自动化和新的飞机自动避撞技术以及空中避撞责任从管制员转交给驾驶员的全新体制。航空界对此争议较多，一般认为空中交通繁忙的今天，不能再追求飞鸟式那样的自由，只能在动态空域中连续保证安全间隔下实施具有最大自由度的优化运行方式。目前自由飞行概念未能获得全世界普遍接受，但某些专家也顺应自由飞行概念，提倡采用新技术，在驾驶员和管制员分担避撞责任下，提高驾驶员选择飞行剖面的自由度。欧洲已提出“自由航路的空域”概念，航空工业界曾采用“自治间隔”和“自主飞行”概念，将自由飞行作为远景追求的理想目标。FAA 对自由飞行试验计划几经修改，进展并不顺利。

（撰写：周其焕　审订：薛文安）

ziyouliu

自由流　free-stream　又称来流或自由来流。未受物体扰动的均匀直线流动。研究物体或飞行器在静止流体中作平直飞行时，按相对性原理，可以视物体为固定，而流体以和物体运动速度大小相等、方向相反的方向运动，并且绕过物体。距物体无限远处的未受扰动流体的流动即为自由流或来流。

（撰写：张仲寅　审订：吕志咏）

ziyou qiqiu

自由气球　free balloon　升空后可以自由飘飞的气球。通常对自由气球要求能够进行升降控制和保持在一定的高度上飞行，并能通过设在气囊顶部的排气门放掉一部分浮升气体，使气球降落和回收。高空探测气球就是一种典型的自由气球，充气放飞后可自由升至几万米的高度，随高空风、季节风进行若干昼夜的长时间自由飞行，飞行距离可以达数千千米。（撰写：杨景佐　修订：赵群力　审订：王道荫）

ziyou wo

自由涡　free vortex　在流场中随流体运动的涡。它是由物体表面逸出的涡。例如从机翼后缘逸出的尾涡、从机翼前缘卷起的前缘涡和由翼尖向后的翼尖涡等。在旋翼的尾迹中，自由涡指以当地速度自由地移动的从桨叶后拖出的涡线，又称畸变涡。在旋翼涡流理论中，从桨叶后缘或从桨叶升力线拖出涡线并随当地气流向下游移动，其移动速度取决于直升机的飞行速度、旋翼的旋转速度和旋翼涡系产生的诱导速度。正是旋翼涡系产生的诱导速度使涡线的几何形状畸变。如果考虑实际的轴向、周向和径向诱导速度，即涡线以当地速度自由地移动，则涡线的几何形状是轴向、周向和径向有畸变的不规则的。由这样的自由涡构成的涡系模型，称为“自由涡系”或“畸变涡系”；由自由涡构成的尾迹称“自由尾迹”或“畸变尾迹”。（撰写：徐国华　审订：高正　张仲寅）

ziyou wolun

自由涡轮　free turbine　转轴与发动机内驱动压气机的轴不相连的一种动力涡轮。参见动力涡轮。

（撰写：黄忠湖　审订：陈矛章）

ziyou zhendong

自由振动　free vibration　没有外力参与的结构振动。分无阻尼自由振动和有阻尼自由振动。单自由度无阻尼自由振动只考虑结构质量的惯性力与弹性变形恢复力，振动是简谐的（振动的时间历程是正弦或余弦形式）。这种振动实际上是不可能存在的。但是，它是结构刚度和惯性特性的综合体现。由计算确定的结构无阻尼自由振动频率和振动位移的分布，分别称为结构的自然频率和模态，或结构的固有（或主、特征、本征）频率和模态，因为它是结构刚度和惯性特性的综合体现，是气动弹性分析和其他动力分析的重要原始数据。实际上存在的是有阻尼的自由振动。它的时间历程是振幅逐渐减少的衰减振动。在单自由度情况下，其振动频率叫做有阻尼的自由振动频率，相邻两个振幅之比的自然对数叫对数衰减率。

（撰写：管德）

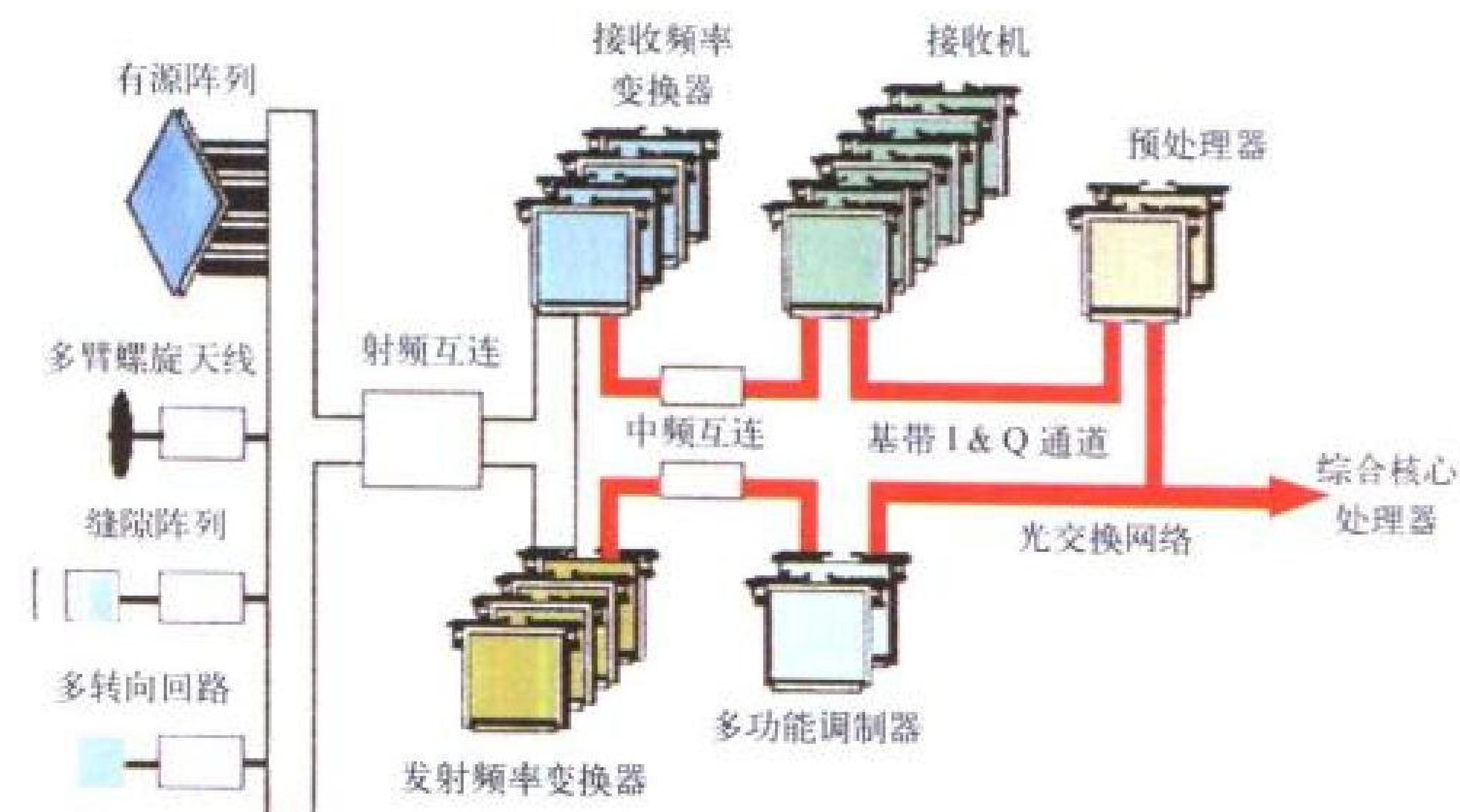
zizhu daohang

自主导航　autonomous navigation　又称自备式导航。导航数据完全来源于载体上导航设备的一种导航方式。这种导航方式的导航系统设备都安装在载体内，不依赖外界信息，工作是自主的、独立的；具有不易受干扰和破坏、隐蔽性好的特点。惯性导航、多普勒导航属于自主导航范畴。

（撰写：以光衢　审订：王纪僚）

zonghe chuanganqi xitong

综合传感器系统　integrated sensor system (ISS)　通信导航识别 (CNI)、电子战 (EW)、雷达及红外搜索跟踪 (IRST) 前视红外 (FLIR)、激光雷达 (LR)、电视跟踪 (TV) 等各自独立的传感器分别按射频和光电两个频段综合构成的系统。目前所指的 ISS，一般指射频传感器综合系统。包括天线孔径综合和射频综合两个部分。孔径综合指把飞行器上的几十根天线（30～40 个）按频段功能分析、归并、重构成数量尽可能少的天线（目前到十多个）；射频综合指把处于天线和综合核心处理机之间的一些支撑电路进行综合（见图）。支撑电路是



综合射频传感器

一些模拟电路、控制电路和互连网络，如前置放大器、滤波器、射频/中频开关网络、射频路由器、上/下变频器、调制器、本振及分配器、多模态调制器、激励器、波形发生器、可编程处理器、数字控制网络、时标、接收机等。采用开放式系统结构、规范化的接口、共用化、模块化、资源共享、可测试性及重构等手段实现综合。传感器综合的目的是降低成本、重量、体积，让用户在经济上可以承受，同时可用性和可靠性得到提高，系统的灵活性及规模的可变性得到改善。

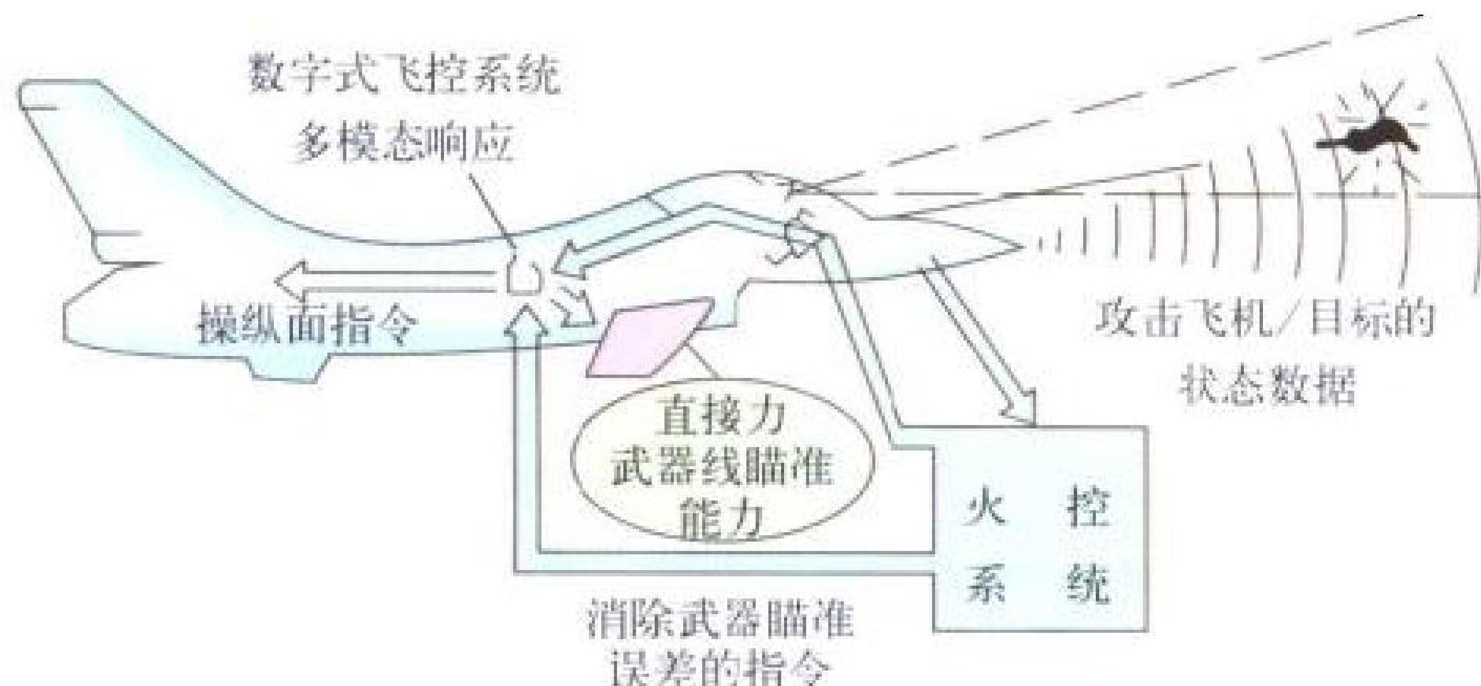
（撰写：金德琨　审订：许伟武）

zonghe dianzizhan

综合电子战　integrated electronic warfare　见电子卷。

zonghe feixing huoli kongzhi xitong

综合飞行/火力控制系统 integrated flight / fire control system (IFFCS) 采用能解耦操纵的飞行控制技术把飞行平台与攻击传感器综合在一起，用火力控制系统输出的瞄准误差形成的控制律自动或半自动地操纵飞行控制系统，帮助驾驶员实施攻击的火力控制与飞行控制综合的控制系统（见图）。



综合飞行/火力控制系统示意图

综合飞行/火力控制（IFFC），是在20世纪80年代主动控制技术发展的基础上，在飞机综合设计中出现的新概念和新原理。IFFC在构形上包括两大部分：可解耦操纵的电传飞行控制系统和含有预测目标状态的卡尔曼滤波技术的指挥仪型火力控制系统。它与现用的机载火力控制系统的区别在于：(1) IFFC要求载机飞行控制系统能在火力控制系统控制下、操纵飞机进行机动攻击；(2) IFFC要求载机采用主动控制技术，或者至少载机飞行控制系统（或自动驾驶仪）能实现飞机的飞行状态和飞行姿态的全权解耦操纵；(3) IFFC要求载机采用以瞄准线角速率为火力控制主要输入变量的指挥仪型的火力控制系统；(4) IFFC要求采用高精度的光/电传感器及卡尔曼滤波，以获得精确的目标位置；(5) IFFC要求在各种攻击状态下使用不同的控制律，使系统对目标构成闭环控制。

总之，IFFC是飞机主动控制技术与指挥仪型火控技术的综合。它扩大了载机的作战范围，缩短了攻击占位时间，延长了可射击时间，改善了武器投射精度，减轻了驾驶员工作负担，提高了载机作战有效性及飞机生存力。

（撰写：孙隆和　审订：王祖典）

zonghe feixing kongzhi xitong

综合飞行控制系统 integrated flight control system 飞行控制系统与其他机载系统综合形成的控制系统。系统综合化是飞行控制系统发展的方向。实践已表明，飞行、推力、武器、导航和航空电子等系统的综合，可使系统的功能更加完善，可靠性、可维护性、灵活性和效益都得到提高。当前应用最多的综合控制系统有：综合火力/飞行控制系统，综合推力/飞行控制系统，飞行综合管理系统，综合战术管理系统等。（撰写：王宗学　审订：王占林）

zonghe feixing tuili kongzhi

综合飞行/推力控制 integrated flight-propulsion control 把飞行控制系统与发动机推力控制系统有机地组合为一体，使飞行轨迹控制与推力控制相互协调，以达到飞行航迹、燃油消耗、飞行时间优化的目的。综合飞行/推力控制的基本模式有：轨迹控制与速度控制模式、飞行路线管理模式、推力矢量控制模式，其中飞行路线管理模式已在军机和民机中得到广泛的应用。依据飞行时间、燃油消耗、续航能力的最佳要求，综合拟定出垂直和水平制导剖面，通过综合控制系统实现最佳性能和最佳航线管理与控制，可为战斗机提供最佳拦截轨迹，为大型民航客机实施四维导航。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

zonghe hexin chuliji

综合核心处理机 integrated core processor (ICP) 美国“宝石台”计划中和JSF飞机用于全机控制和信号及数据处理的计算机。ICP是一种模块化的逻辑上综合的多处理机，是高度综合的新一代航空电子系统结构的核心。ICP使用先进的标准系列数字模块完成信号处理、数据处理功能。ICP提供大于20 GFLOPS信号处理和大于750 MIPS数据处理的能力。ICP结构是从“宝石柱”处理机结构发展而来的。处理机结构用统一的光交换网络（PEN）建立了一种统一的虚拟系统，与系统各部件的物理位置布局（机箱的数目）无关。即各部件可以在物理位置上分布到整个平台。大的电气母板都代之以小型的电气/光学母板连接起来。各母板之间及母板之内的数据传输延迟几乎相等。ICP基础是各种高性能的模块，采用多芯片模块（MCM）作为航空电子系统通用模块的标准构成块。ICP定义了12种MCM和标准的SEM-E型通用模块。ICP由定义的通用模块——通用信号处理单元（GPPE）、浮点处理单元（FPPE）、分类增强处理单元（SPPE）、光电开关控制模块（PSCM）、光电子开关模块（PSWM）、系统海量存储模块（SMMM）、通信保密（COMSEC）模块等组成。ICP采用开放式软件结构。结构采用数据流操作系统（DFOS），为ICP提供分布式实时操作环境，以适应多处理机网络的并行处理。（撰写：陆士能　审订：陈若玉）

zonghe hongwai duikang xitong

综合红外对抗系统 system of integrated infrared countermeasure (SIIRCM) 为作战飞机提供关于敌方防空系统的红外威胁感知能力和自卫干扰能力，提供进攻性和防御性、有源和无源的红外干扰能力的一体化的电子战系统。综合红外对抗系统包括通用导弹告警系统（CMWS）、先进威胁红外干扰机（ATIRJ）和经过改进的对抗投放器（ICMD）。CMWS可包括6个光电传感器和一个内装的电子控制设备单元（ECU），主要对近程面对空的红外威胁进行探测和告警。CMWS是一个完全的无源探测系统，它探测和识别导弹羽烟的光电辐射信号。ATIRJ则利用从电子控制设备传来的CMWS搜集的信息对红外制导导弹系统进行定位和干扰。ICMD能够装载和使用3种以上的投放物。SIIRCM对付红外制导导弹，对提高飞机的生存概率有重大作用。



一种典型的综合红外对抗系统

（撰写：朱松　审订：胡民才）

zonghe huanfalü

综合换发率 total engine removal rate 在一定时期内发动机预防更换台数与故障更换台数之和同飞行总时间的比值。

对于实行视情维修方式的发动机来说，预防更换是视情更换，即通过状况监控发现发动机处于潜在故障时的更换。对于实行定时维修方式的发动机来说，预防更换是定时更换，故障更换即提前更换。综合换发率通常以万时率计。

（撰写：王立群　审订：甘晓华）

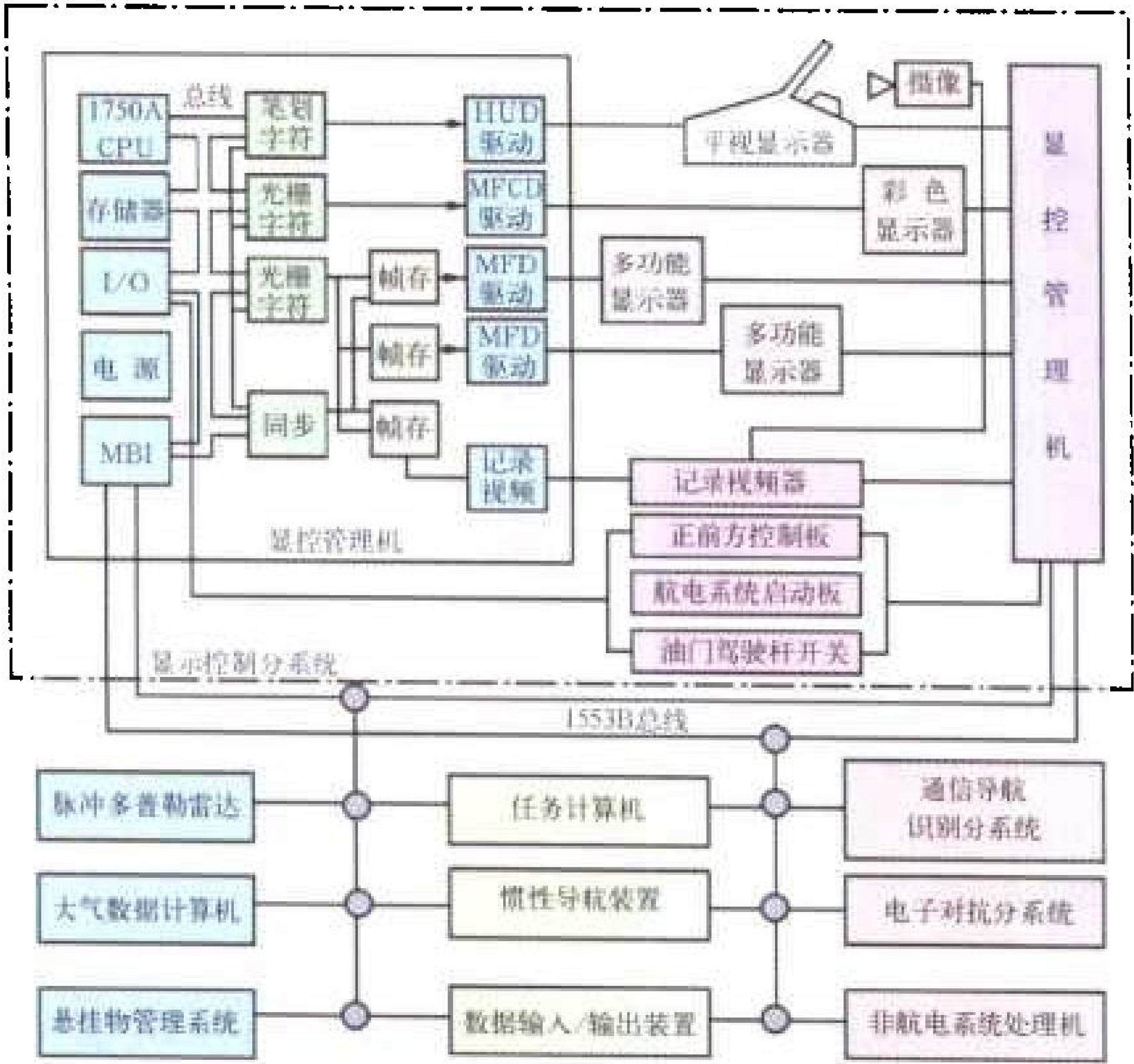
zonghe huoli feixing tuijin kongzhi xitong

综合火力/飞行/推进控制系统　integrated fire/flight/propulsion control system　又称火—飞—推综合控制系统。将火力控制系统、推力控制系统与飞行控制系统有机地组合而成的综合控制系统。它可以更有效地减轻驾驶员工作负担，提高飞机的作战效益，降低发动机的燃油消耗，增加续航时间。火、飞、推三位一体的综合控制方式更有利于低空突防战斗任务的完成，对作战飞机综合性能的提高大有意义，这一综合控制模式当前正处在开发研制中。

（撰写：王宗学　审订：王占林）

zonghe huoli kongzhi xitong

综合火力控制系统　integrated fire control system (IFCS)　通过数据传输总线，将各个子系统（显示控制、参数测量、悬挂物管理、任务计算机等）连接在一起，实现统一管理、控制、显示，实现信息共享、功能综合、软件综合的火力控制系统（见图）。



典型的综合火力控制系统

HUD—平视显示器；MFCD—多功能彩色显示器；CPU—主机；MFD—多功能显示器；I/O—输入/输出；MBI—总线接口

随着航空科学技术的发展，机载火力控制系统正向综合化方向发展。通过数据传输总线，将火力控制系统中的各个子系统，如显示控制子系统（包括平显、多功能显示器、头盔瞄准显示子系统、双杆操纵装置、系统启动装置等），本机参数测量装置（如惯导系统、航姿系统、大气数据计算系统、全球定位系统、陀螺装置等），目标参数测量装置（如火控雷达、电视传感器、前视红外、激光装置或它们组合成的吊舱以及声呐、磁探设备等），武器及悬挂物管理系统、任务计算机、记录设备，数据传送装置和作战飞行软件等连接在一起，由其中某一或两个计算机执行主控制任务，实现全系统的统一管理、统一控制、统一显示，达到信息综合利用、功能综合管理、软件综合成体系、综合检测及硬件综合利用，完成系统的综合显示、综合控制和综合管理，大大提高飞机武器系统的作战效能。

根据各种不同作战任务的要求，各种飞机的综合火力控制系统综合化程度也有所不同。只将火力控制密切相关的子系统综合在一起是比较简单的综合火力控制系统，如平显火控系统就综合了有关子系统的信息与显示。较复杂的综合火力控制系统除考虑关键的控制子系统和传输总线的多余度外，还把电子对抗子系统、通信导航识别子系统及一些非航空电子设备的控制与显示也综合进来，甚至还将飞行控制系统也包含进去，实现全飞机航空电子系统的对接。这种复杂的综合火力控制系统也称为航空电子系统。

（撰写：孙隆和　审订：王祖典）

zonghe jijia

综合机架　integrated rack　固定在飞机上用于安装外场可更换模块（LRM）的装置。综合机架提供机械固定外场可更换模块的安装件、对准装置、电气接口和冷却装置。按其热管理的设计方法来分，综合机架可分为传导散热式、强迫通风式和液冷式3种形式。它的特点是支持两级维修体制。

（撰写：王志松　审订：顾世敏）

zonghe shepin duikang xitong

综合射频对抗系统　system of integrated RF countermeasures (SIRFC)　为作战飞机提供关于敌方防空系统的射频威胁感知能力和自卫干扰能力，提供进攻性和防御性、有源和无源的射频干扰能力的一体化的电子战系统。它能针对各种威胁雷达改变干扰波形，为飞机提供最佳的保护。典型的SIRFC主要包括先进威胁雷达告警接收机（ATRWR）、先进威胁雷达干扰机（ATRJ）以及先进机载射频投放器（AARFE）。SIRFC可以自动或人工控制工作，提供威胁告警（态势感知）、有源干扰（自卫），还能利用投放式干扰对抗威胁雷达制导武器系统。SIRFC对提高飞机的生存率有重大作用。



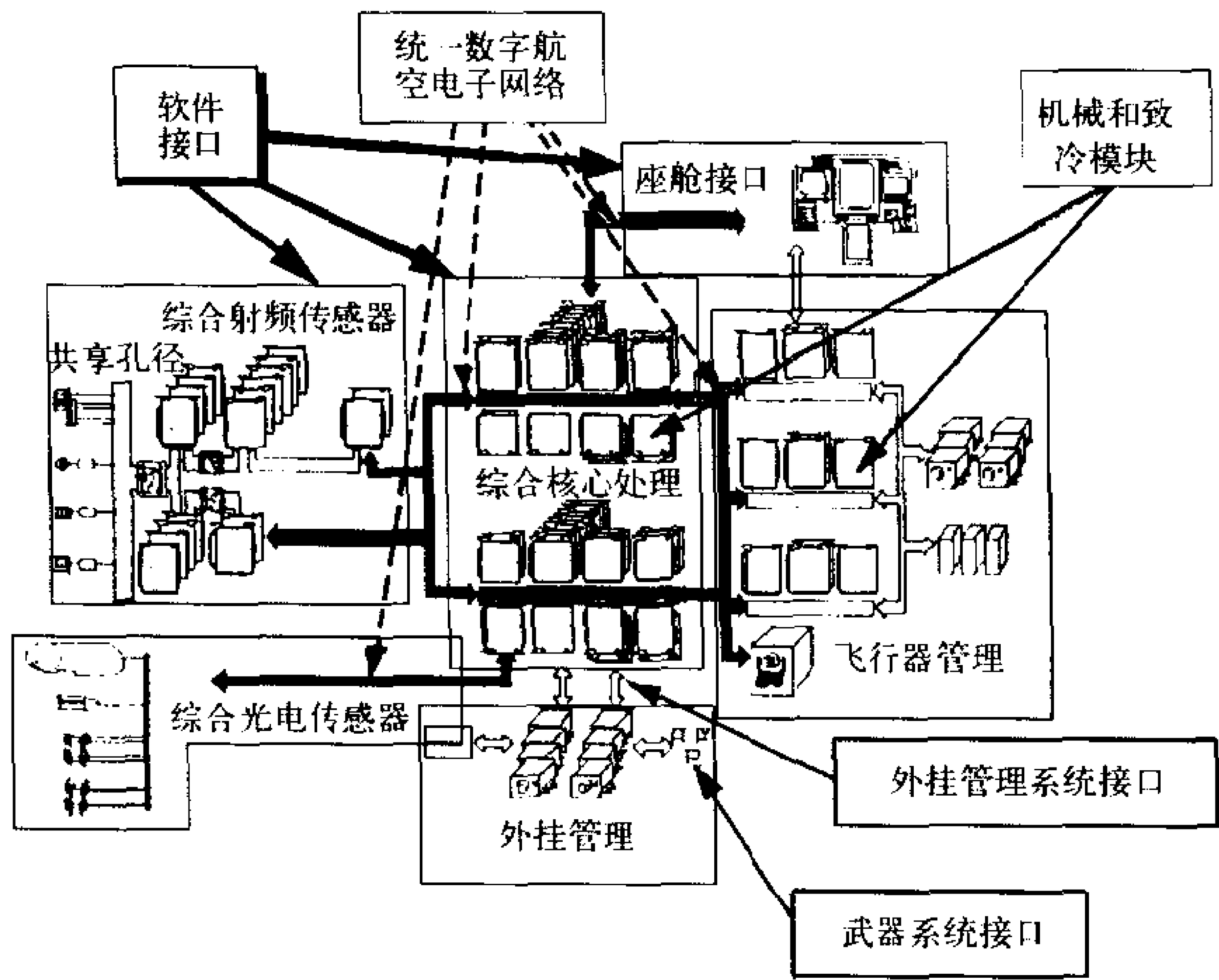
美国的一种典型的SIRFC系统

（撰写：朱松　审订：胡民才）

zongheshi hangkong dianzi xitong

综合式航空电子系统　integrated avionics system　以共用模块为基础，采用开放式结构，打破传统分系统界限，使同一类功能融汇为几个功能区并通过各种信息传输手段交联各功能区而构成的一种先进航空电子系统结构。这是一种正在发展的系统构形，按功能划分的共用模块安装于2～3个综合机架中。各机架之间及与系统级大容量存储器之间采用高速光纤总线交联；系统还采用多种交联手段，如传感器、座舱控制显示与核心处理器机架之间采用点到点光纤和纵横开关阵列传输视频、数据和控制信号；核心处理机与外挂、飞控及飞机管理系统之间的交联使用1553B总线；核心处理机内部各模块采用PI和TM总线交联并使用电（光）母板安装

结构。综合式系统的进一步发展将提高传感器区的综合程度，打破传统传感器间的界限，采用共用孔径综合和射频综合及预处理通道；整个系统将采用统一航空电子网络交联，



先进的综合航空电子系统结构

例如SCI（可变规模相关接口），使任何物理位置的模块间的通信速率在同一个数量级上，这样，既可以实现处理资源的分布又可以提高资源的共享程度。开放式系统结构采用标准接口，支持采用商用货架产品（COTS），支持可互操作性，可移植性和可变规模能力，便于元器件的更替和系统的剪裁及扩张。 （撰写：吕宗祺 陈若玉 审订：金德琨）

zonghe shifei

综合试飞 combined flight test 一个试飞架次同时完成若干科目（可以是同专业的，也可以是不同专业的，甚至是不同学科的）的试验任务的试飞。综合的办法是：一个驾驶动作同时完成若干科目任务；或者是一个试飞架次中不同的驾驶动作，完成不同的科目任务。实现综合试飞的条件是：首先，要有合适的测试仪器，其测试容量、参数种类、精度和采样率能满足各科目的要求；其次，需有先进的试飞方法（如动态试飞方法等）；第三，应科学巧妙地安排驾驶动作。

综合试飞是提高试飞效率缩短试飞周期的有效措施，我国试飞部门已在广泛采用，特别是在型号飞机试飞中，应用更为普遍。（撰写：张克荣 修订：王传煌 审订：屈见忠）

zonghe shuju caiji jilu xitong

综合数据采集记录系统 integrated data acquisition recorder system (IDARS) 又称飞行参数采集记录系统。一种对飞机的参数信号进行实时采集、调理和记录存储综合于一体的机载电子设备。它既具备将飞机上的模拟信号、离散信号、数字信号和总线信号进行采集的接口，又具有对所采集的参数进行处理与记录存储功能，还具有数据坠毁幸存能力，专门用于实时采集、处理和记录飞机的飞行状态信息和飞机上各重要系统的运行信息。所采集记录的信息经地面飞行数据回放与分析系统处理后，可为飞行训练考核、飞机故障诊断与维护、分析调查飞行事故原因提供依据。它普遍用在各种军用固定翼飞机和旋翼机上。（撰写：伍奇贤 审订：蒋有达）

zonghe tongxin daohang shibie hangkong dianzi xitong

综合通信、导航、识别航空电子系统 integrated communication navigation identification and avionics (ICNIA) 一种用结构综合的方法将通信、导航、识别功能集成于一个整体的航空电子系统。它和“综合通信、导航、识别系统”(ICNI)不同。后者是重新设计一种新的波形来同时获得CNI能力，如美军的联合战术信息分配系统(JTIDS)；实际上，它提供了一种新的能力，但是不能兼容和取代原来的CNI设备。ICNIA则不改变原来的CNI波形，仍保留CNI各自不同的信号体制，而是通过共享射频通道、集中进行信号变换和信号处理的方法，分别得到CNI原来的信号。因而，ICNIA保持了原来的CNI设备所具有的功能，在硬件结构上则集成为一个新的整体。ICNIA计划在2～2000 MHz频率范围内综合进16种CNI设备的功能。ICNIA采取两种主要的技术途径：一种是采用多信道超外差的接收方法；另一种是在射频直接取样滤波变换到基带的接收方法。由于能够共享资源模块，因而使设备的体积、重量、功能和成本费用大大减小，同时可靠性、可维修性、可扩展性明显提高。ICNIA成为美国空军20世纪90年代先进战术飞机发展计划的一个重要组成部分，其研究成果为后来的“易通话”(Speakeasy)和“联合战术无线电系统”(JTRS)提供了开拓性的技术基础。 （撰写：龚世明 审订：陆润生）

zongju caozonggan

总距操纵杆 collective (pitch) controller, collective (pitch) lever 简称总距杆。用来控制旋翼桨叶总距变化的座舱操纵杆。总距操纵杆一般布置在驾驶员座位的左侧，绕支座轴线上、下转动。驾驶员左手上提杆时，使自动倾斜器上升而增大旋翼桨叶总距（即各片桨叶桨距同时增大相同的角度）使旋翼拉力增大，反之拉力减小，由此来控制直升机的升降运动。这是直升机特有的一种操纵机构。通常在总距操纵杆的手柄上设置旋转式油门操纵机构，用来调节发动机油门的大小，以便使发动机输出功率与旋翼桨叶总距变化后的旋翼需用功率相适应。因此，又称其为总杆油门杆。随着电传、光传操纵技术的发展，座舱操纵机构也向新型侧杆操纵方向发展，总距操纵杆将有可能与周期变距操纵杆合并成一个很简便的侧置操纵杆。

（撰写：郭士龙 修订：温清澄 审订：杨惠琴）

zongwen

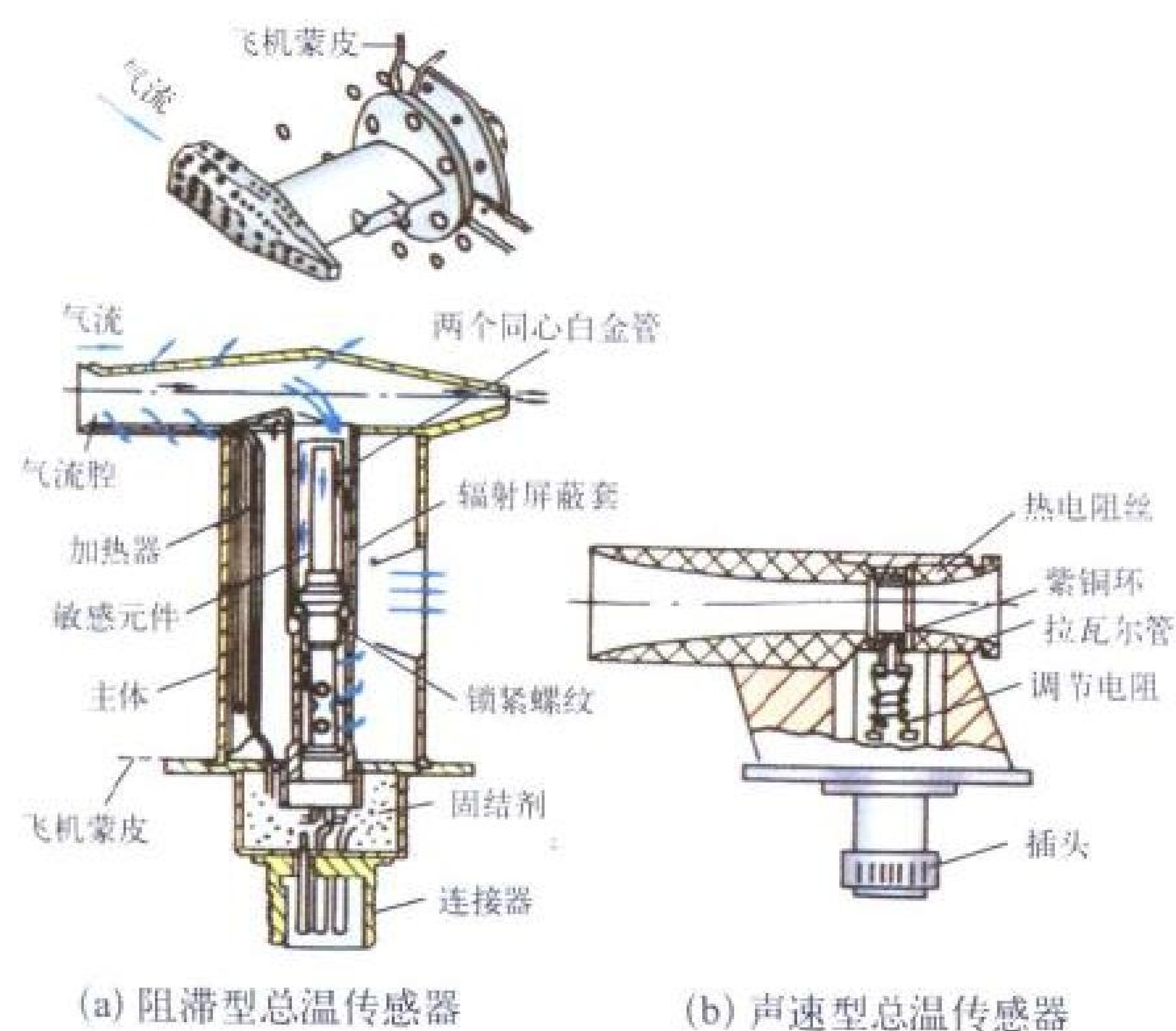
总温 total temperature 又称驻点温度。气流绝热滞止到速度$V=0$时气体的温度。超声速风洞贮气罐($V=0$)中气体的温度也称总温。总温是气体总能量的度量，并且是一个可测的物理量。完全气体在定常、绝热流动时总温是个常数。总温T_0、静温T和当地马赫数M之间的关系参见静温。在飞行问题中，飞机远前方的静温就是飞行所在高度上的大气温度，马赫数就是飞行马赫数，飞机上的驻点温度既取决于飞行马赫数，又与飞行高度有关。

（撰写：航 科 审订：张仲寅）

zongwen chuanganqi

总温传感器 total temperature probe 又称总温探头或阻滞温度传感器。气流流过物体受到阻滞时流速降到零，气流的动能转化为热能使局部温度升高，称为总温或阻滞温度。总温传感器分阻滞型和声速型两种。阻滞型传感器见图(a)。在T形管道交界处流速降低到最低。交界处凸台面造成的空气动力效应，迫使气体流入放置感温元件的管道内。感温元件是铂金电阻丝，阻值随阻滞温度的大小而变化。为了防止

阻滞室外壁结冰，在其外壁夹层中埋有加温电阻丝。在扩散段管道四周开有小孔，利用内外压力差，把被加热边界层的气流吹到周围大气中，以减小因加温引起的测量误差。声速



(a) 阻滞型总温传感器　　(b) 声速型总温传感器

总温传感器

型总温传感器，见图(b)，管道是一个先收缩后扩散的拉瓦尔管，利用拉瓦尔管的喉头处能稳定地保持气流速度等于声速的特性，在这里放置一个感温元件就能方便地测出总温。

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

zongxiaolü

总效率　overall efficiency　发动机所产生的推进功率与单位时间喷入燃料的化学能之比，即热效率和推进效率的乘积。它是全面评定发动机经济性的重要性能指标。涡轮喷气发动机在一般飞行条件下，总效率为0.15～0.25，在高速飞行时可达0.4以上。总效率 η_0 和耗油率SFC的关系为

$$\eta_0=\frac{3600\,V}{\mathrm{SFC}\cdot H_f}$$

式中 V 为飞行速度；H_f 为燃料低热值。在同样飞行速度下，可以用 η_0 或SFC来比较发动机的经济性；而在不同飞行速度下，只能用 η_0 来衡量发动机的经济性。

（撰写：张　津　审订：陈大光）

zongya

总压　total pressure　又称驻点压力。气流中任何一点速度等熵滞止到零时的压力。完全气体在定常、等熵流动时总压为一常数。在有粘性摩擦的绝热流动过程中或者在滞止过程中出现有非等熵的情况(例如出现激波)时，因存在机械能耗散为热的现象，总压都会有损失。在超声速气流中测量总压需用专门设计的测量装置或者采用间接的方法测量，否则测出的是激波后的总压，比波前未受扰动气流的总压要小。完全气体在定常、等熵流动中，总压 p_0、静压 p 和当地马赫数 M 之间的关系参见静压。（撰写：航　科　审订：张仲寅）

zong zhouzhuanliang

总周转量　total volume of traffic　航空运输企业使用航空器承运的旅客、行李、货物和邮件的总量与它们相应运输距离的乘积(以吨公里为单位)之和。这是反映航空运输企业经营成果的综合性指标之一。总周转量包括：旅客周转量、行李周转量、货物周转量和邮件周转量。旅客周转量是航空运输企业承运旅客数量与运输距离的乘积，通常用客公里或人公里表示，但是为了计算运输总周转量，需要把客公里或人公里换算成吨公里，它是运输生产的主要计算单位。目前中国国内航线、国际航线和地区航线的每位成人旅客重量均按75 kg计算。货物、行李、邮件周转量分别是航空器运载的货物、行李(不含旅客手提行李)、邮件的重量与其运输距离的乘积。习惯上把货物周转量、行李周转量和邮件周转量之和称为货邮周转量。国际上航空运输总周转量的计算方法与中国有所不同。国际民航组织把一个旅客的重量按90 kg计算，其中包括了手提行李和交运行李的重量，因此，行李周转量就不单独计算。（撰写：孟昭蓉　审订：马联珖）

zonglieshi shuangxuanyi zhishengji

纵列式双旋翼直升机　tandem twin-rotors helicopter　见双旋翼直升机。

zongxiang caozong

纵向操纵　longitudinal control　产生俯仰力矩或直接产生升力以及调整发动机推力，从而改变飞机纵向运动状态量(俯仰角、速度大小和航迹倾角等)的操纵。常规的方式是由推拉驾驶杆通过机械传动或助力器带动升降舵(或全动平尾)偏转，从而产生俯仰力矩；然后通过俯仰力矩的平衡来改变飞机的迎角和升力。特殊的方式是驾驶杆带动直接升力控制面，直接改变升力。在个别飞行阶段(例如飞机着陆进场阶段)，操纵油门杆以操纵发动机推力，也属于飞机纵向操纵的任务。（撰写：肖业伦　审订：顾诵芬）

zongxiang lunju

纵向轮距　wheel base　又称前主轮距或前后轮距。前三点式起落架飞机在停机状态及机轮和缓冲器未压缩情况下，飞机侧视图中前轮和主轮接地点之间的距离。小车式起落架的纵向轮距是前、后轮接地点的中点间距离。有两组主起落架的飞机(如波音747、C-5A等)，主起落架接地点以前、后两主起落架接地点之间的中点确定。

确定纵向轮距大小的前提之一是保证飞机在机场滑行转弯时具有良好的使用性能。纵向轮距过小，飞机滑行时将在垂直平面内强烈颠簸。据统计，纵向轮距为机身长度的25%～44%。（撰写：赵海生　修订：任源博　审订：赵秀丽）

zongxiang yundong

纵向运动　longitudinal motion　飞机在其对称面内的运动。即飞机重心沿纵轴和竖轴的移动及飞机绕横轴的转动总称为纵向运动。迎角、俯仰角速度和飞行速度是三个最主要的纵向运动参数。（撰写：刘同仁　审订：肖业伦）

zongyan he hengyao

纵摇和横摇　pitching and rolling　水上飞机在水面运动过程中绕横轴的俯仰姿态变化和绕纵轴的横向姿态变化。由于船底外形、总体气动布局、重心位置和动力的相互配置不当，以及外界风浪的干扰而产生。

（撰写：航　科　审订：刘秋爽）

zuli

阻力　drag　作用于飞机上的空气动力合力在纵向对称面内平行于飞行方向的分量。它必定指向后方，阻碍飞行，故称

为阻力。要维持飞行器作持续飞行，必须由飞机的动力装置产生足够的推力或拉力，用以克服阻力。阻力可分为摩擦阻力和压差阻力两种。而压差阻力又可分为由粘性的间接作用而形成的粘性压差阻力、由涡系引起升力倾斜而形成的诱导阻力，以及由存在激波而形成的激波阻力（简称波阻）。另外，阻力也可按是否同时存在升力而分为零升阻力和升致阻力。

显然，减小阻力对提高飞行速度，节约燃油是有利的。但是当需要飞机尽快减速时，增加阻力又是必要的。阻力与 $\rho V^2S/2$ 的比值，称为阻力系数，以 C_D 表示，其中 ρ、V、S 定义同升力系数。它也是一个无量纲量，与飞机外形、飞行姿态、雷诺数、马赫数、表面粗糙度等有关。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

zuli fasan

阻力发散　drag divergence　在飞机速度接近某一马赫数时，激波引起机翼阻力急剧增加，这种现象称为阻力发散。这时的飞行马赫数称为阻力发散马赫数。这是因为飞机作高亚声速飞行时，其飞行马赫数超过临界马赫数后，绕机翼的流动变成跨声速流动，翼面上存在局部超声速区。最初，激波较弱，因而波阻并不大。随着飞行马赫数的增大而接近阻力发散马赫数时，局部超声速区迅速扩大，激波增强，造成波阻急剧增大。飞机的阻力发散马赫数与机翼外形、剖面形状、飞行迎角等诸因素有关。采用超临界翼型、增加机翼的后掠角、减小展弦比等，都是提高飞机阻力发散马赫数的措施，以推迟阻力发散现象的发生。当飞行迎角增加时，阻力发散马赫数减小。提高阻力发散马赫数，对于改善高速民航机巡航经济性能有重要意义。

（撰写：陈晏清　审订：朱一锟）

zulisan

阻力伞　drag parachute, brake parachute　又称刹车伞或减速伞。产生气动阻力，使运动物体制动（减速、停止）的一种气动减速装置。由引导伞、主伞、连接绳和装伞套等组成，安装在飞机尾部伞舱内。飞机主轮着地后放伞（也可在离地 0.5～1 m 时开伞），用于缩短飞机着陆滑跑距离（可缩短 30%～40%）。在火箭滑车试验中阻力伞是火箭滑车制动装置之一。飞机阻力伞见图 1；阻力伞开伞过程见图 2。



图 1　飞机阻力伞

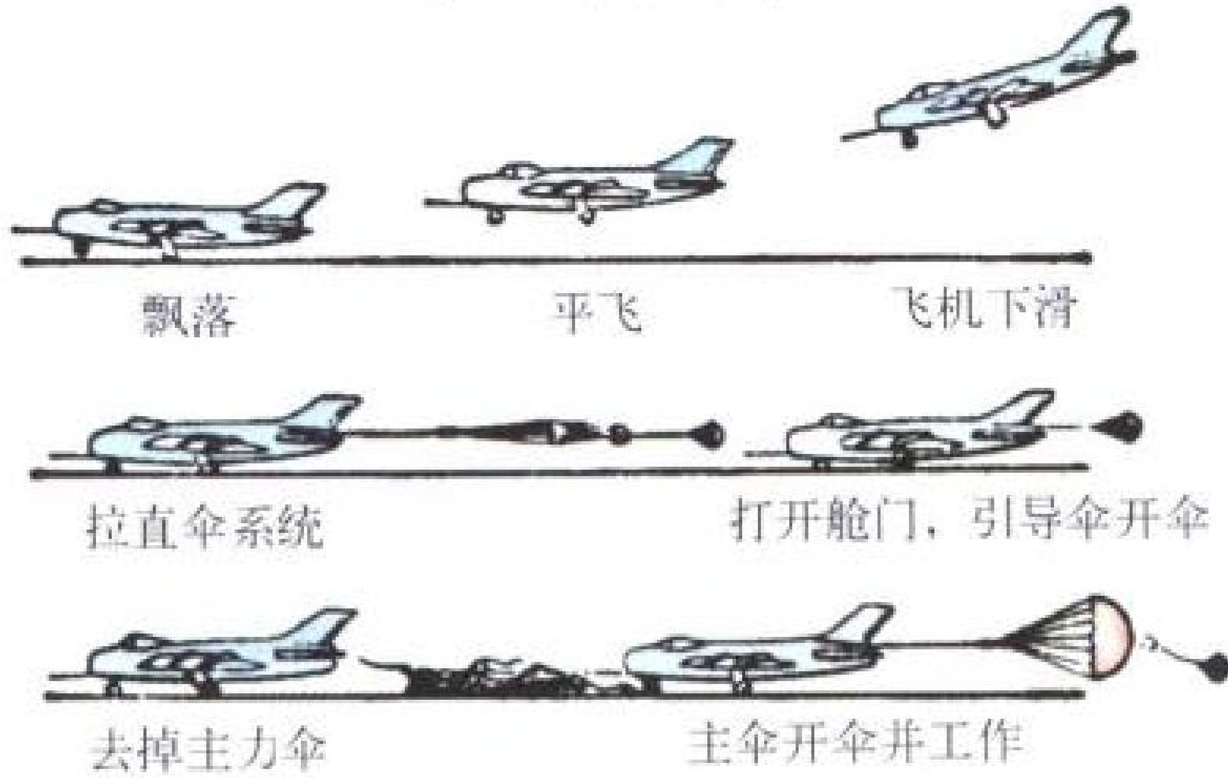


图 2　阻力伞开伞过程示意图

（撰写：吴汝章　审订：袁修干）

zulisan cang

阻力伞舱　drag chute canister　飞机上存放阻力伞的容器，其位置一般在机身尾端上部。阻力伞用于飞机着陆滑跑时增加制动力。

（撰写：赵秀丽　审订：任源博）

zulisan shi

阻力伞室　drag parachute room　又称减速伞室。检查、维护、折叠装袋和保存阻力伞的工作房。阻力伞室一般设在滑行道中部外侧，距滑行道边 20～30 m；通常与救生伞室合建。其净长不少于 8.4 m，净宽不少于 5.0 m。温度保持在



飞机着陆后的阻力伞要送阻力伞室维护

5～30℃，相对湿度小于 70 %。存伞数量按驻地飞机架数、飞行起落次数、阻力伞使用寿命和备用伞数量等因素的综合考虑确定。

（撰写：王立群　审订：姬永兴）

zuni

阻尼　damping　变形运动过程中系统能量的耗散作用。因阻尼引起的能量耗散转变为热能和声能。实际结构的阻尼，通常都被假设为与弹性恢复力成正比，同变形有 90° 相位差的结构阻尼。用试验方法（例如共振法或衰减法）获得几个低阶模态的阻尼系数，在多数情况下能满足振动分析要求。阻尼，作为一种技术手段，用来减缓结构对振动、冲击与噪声的响应，有着很重要的意义。通常，增加阻尼可以在较宽的频率范围内起到减振的作用，然而具体的作用还需详细的分析。

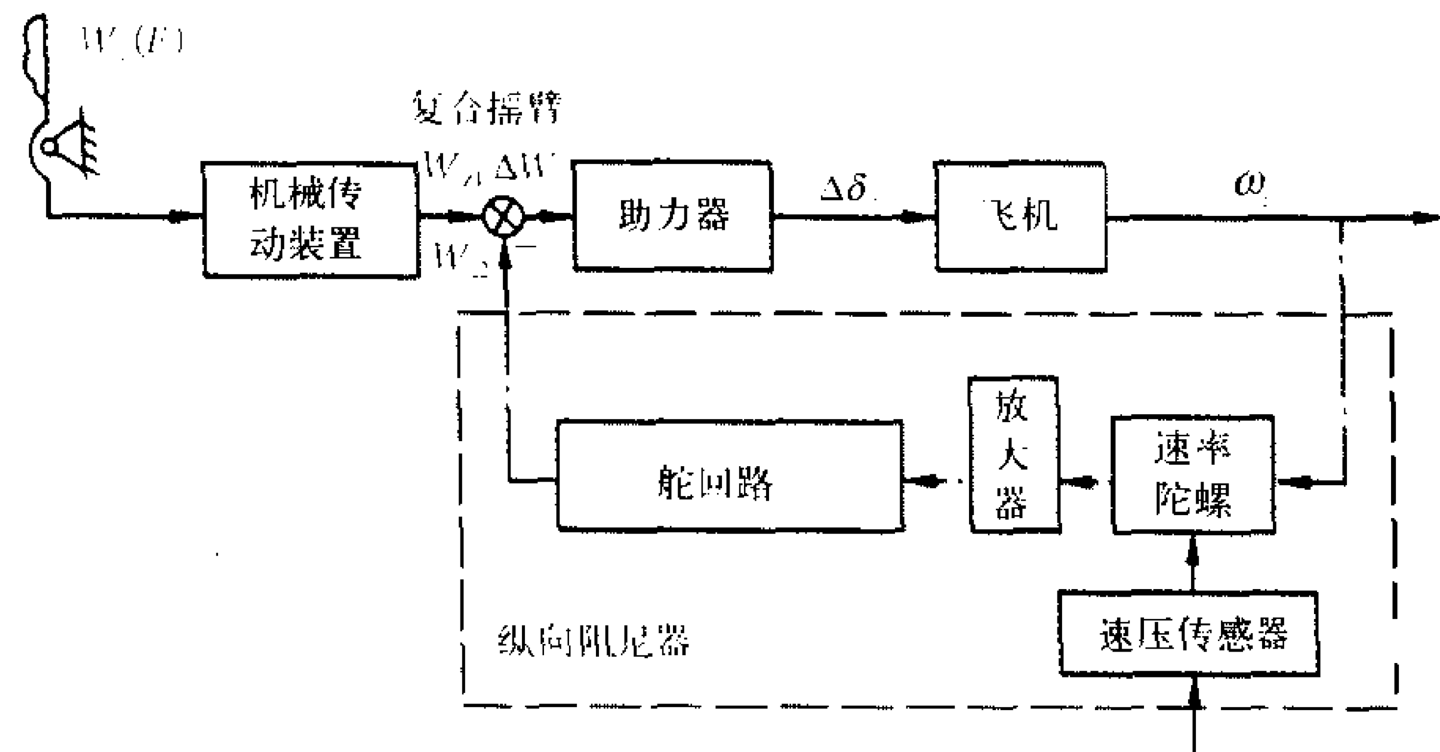
（撰写：张躬行　审订：管　德）

zuniqi

阻尼器　damper　为增大飞机纵向、航向和滚转阻尼，提高飞机三轴向的动稳定性，应用“负反馈控制原理”，由速率陀螺、放大器和舵回路组成的角速度自动器。分为纵向阻尼器、航向阻尼器和滚转阻尼器。以纵向阻尼器为例，其系统如框图所示。

阻尼器通过复合摇臂与飞机（含助力器）组成一个闭环自动控制系统，即飞机—阻尼系统，可以在没有驾驶员的参与下自动工作。其原理是：在机械操纵系统中引入飞机俯仰速率作为反馈信号，增加飞机纵向短周期运动模态的动稳定性，以抑制高频不衰减的“低头”现象，起到稳定俯仰速率的作用。同时，具有纵向阻尼器的操纵系统能改善低空大速度飞行时出现的 W_z^n 过小现象，能改善静稳定度 $m_z^{C_y}=0$ 时

飞机的不易操纵问题。阻尼器具有一定的操纵权限，通常为最大舵偏角的 5%～10%，有时甚至更小。这种小权限，一旦阻尼器有故障，飞机仍是安全的。



纵向阻尼器系统相应的传函框图

（撰写：于黎明　审订：王占林）

zusedu

阻塞度　percentage of blockage　又称堵塞度。模型（包括支架、试验装置）最大横截面积与风洞试验段横截面积之比。模型阻塞度越大，表示模型所占试验段空间越大，模型流场与实物流场的差异也就越大。在超声速风洞中，模型阻塞度太大，将不可能建立超声速流场。风洞试验对模型的阻塞度有一定限制。例如，低速风洞对飞行器型号试验模型要求模型阻塞度 $\varepsilon \leqslant 3\%$；跨声速风洞对飞行器型号试验模型要求 $\varepsilon \leqslant 1\%$；对于研究性实验模型要求 $\varepsilon \leqslant 0.2\% \sim 0.5\%$。模型在自适应壁试验段中做试验，阻塞度允许大一些。

（撰写：恽起麟　审订：范洁川）

zuse xiaoying

阻塞效应　blockage effect　又称阻塞干扰。由于洞壁和模型的存在，在模型附近相对于无边界自由绕流流场产生的一个附加轴向速度变化。闭口风洞中由于模型及其尾流的存在，使试验段气流产生阻塞，流通面积减小，通过模型的气流速度增加；这相当于增加了前方来流的动压，在给定迎角下，使作用在模型上的力和力矩的绝对值增加，故需进行模型阻塞修正。模型阻塞包括对绕模型流场的横向约束导致的固体阻塞和对模型尾流流场约束而导致的尾流阻塞两部分。固体阻塞对气流速度的修正值与模型的体积成正比，与试验段横截面积的 3/2 次方成反比。在开口风洞中，由于试验段气流可以自由膨胀，模型阻塞干扰很小，一般可忽略不计。

（撰写：范洁川　审订：吕志咏）

zuhe daohang

组合导航　integrated navigation　将多种导航系统（如惯性导航、GPS、多普勒导航、天文导航、地形辅助导航等）用适当方式组合起来，以给出更精确、更可靠、使用范围更大的导航系统。各种导航系统的性能一般是互补的。如惯性导航系统可连续的给出位置、速度和姿态信息，短时间的精度很高，但长时间的精度不高，平台会漂移，位置误差是发散的。GPS 的定位精度很高，但数据更新率不高（一般为 1～2 Hz），且卫星信号会被遮蔽或丢失。将惯导和 GPS 组合起来，GPS 可校准惯导系统和帮助惯导系统初始化，而惯导系统的速度和加速度信息可用于提高跟踪卫星的能力和 GPS 接收机的抗干扰性。GPS 和惯导组合还可实现 GPS 完整性检测，从而提高了可靠性。20 世纪 60 年代后，组合的方式一般采用卡尔曼滤波技术，它可给出导航误差的线性最小方差估计。滤波的方式可分为集中式滤波和分散化滤波。前者将所有导航系统的误差状态都集中到一个滤波器中来估计。这样做的计算量大且容错性能不好。后者先构成一些小的子组合系统，如惯导/GPS，惯导/多普勒等；再用相应的局部滤波器并行地对它们的误差进行局部估计，最后将局部估计融合成全局的最优估计。组合导航系统已日益获得广泛的应用。

（撰写：张洪钺　审订：李四海）

zuhe dianyuan zhuangzhi

组合电源装置　integrated drive generator（IDG）　将齿轮差动式液压恒速传动装置和喷油冷却无刷交流发电机综合在一起的飞机恒速恒频交流发电装置。组合电源装置的主要特点：⑴ 恒速传动装置和发电机装在一起使零件数减少；⑵ 发电机额定转速从 6000 r/min 或 8000 r/min 提高到 12000 r/min 或 24000 r/min；发电机用喷油冷却，油雾直接和绕组表面接触带走热量，改善了冷却效果，从而使组合电源装置的重量功率比显著降低，电气性能和工作可靠性均有所提高。

（撰写：严仰光　审订：杨燕生）

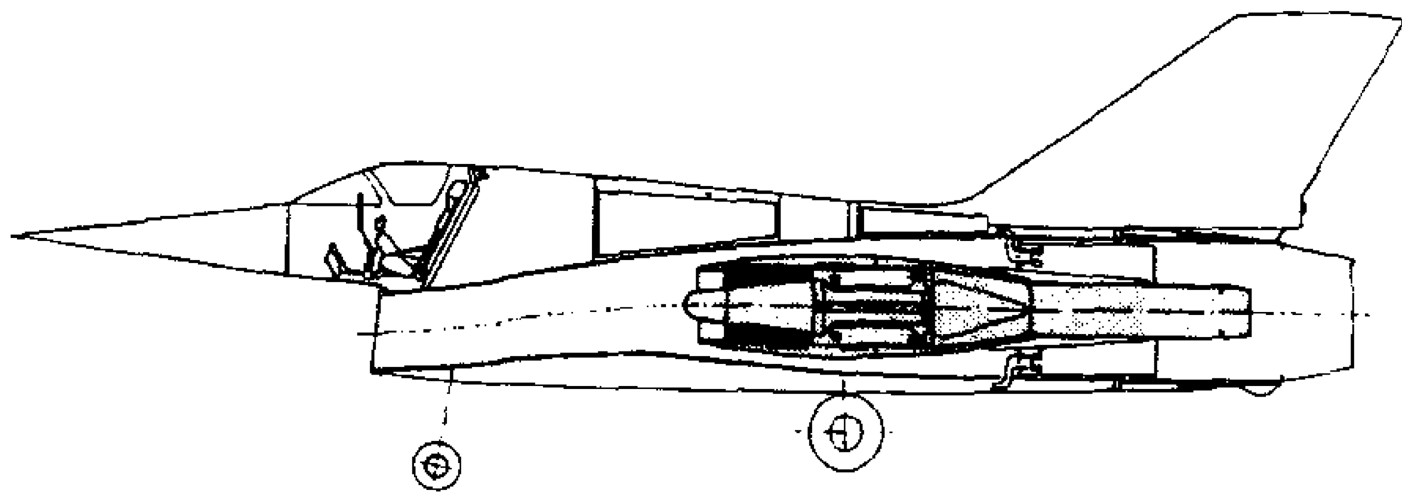
zuhe dongli zhuangzhi

组合动力装置　integrated power unit　一种能完成辅助动力装置和应急动力装置两种功能的第二动力装置。有 3 种工作方式：⑴ 在地面运行时如同辅助动力装置，通过燃料与空气中的氧燃烧产生能量，为空气工作方式；⑵ 在空中运行时如同应急动力装置，燃料与氧化剂作用后快速产生热燃气使涡轮做功，为燃气工作方式；⑶ 在空中飞行时还可利用主发动机的放气来做功，为发动机引气工作方式。军用飞机上更适于采用组合动力装置，使综合化程度更高，减小尺寸和重量，功能更强，更可靠，易于维护并具有空中应急起动主发动机的能力。

（撰写：毛可久　审订：杨燕生）

zuhe fadongji

组合发动机　combined engine　用两种以上不同工作原理（不同类型）的发动机组合而成的发动机。它适用于飞行速度范围宽、高度变化大的飞机和巡航导弹。由于不同工作原理的发动机的有效工作范围不同，为充分发挥各类发动机的优点，在不同飞行阶段利用不同的发动机。例如涡轮—冲压组合发动机在起飞和低速飞行时利用涡轮喷气或涡轮风扇发动机工作，飞行速度增高至 $M = 3$ 以上时可改为冲压发动机工作。这种组合发动机适合于 $M = 3 \sim 4.5$ 的战斗机、轰炸机、侦察机和 $M = 7 \sim 8$ 的高超声速飞机。飞行速度更高的空天飞机则需要采用超燃冲压—火箭组合发动机。



组合发动机

早在 20 世纪 50 年代中期，法国就研制了一种涡轮喷气—冲压组合发动机，并装在“猎犬”飞机上进行了试飞，于 1958 年达到 $M = 2.22$ 。后来美、英、法、俄等国也探讨

过多种组合发动机方案，如罗·罗公司设计的涡轮风扇—冲压组合发动机，美国空军投资与法国北方航空公司合作设计的带加力的涡轮—冲压组合发动机。90年代，为满足高超声速运输机的需要，日本正联合美、英发动机公司研究一种 $M=5$ 的涡轮风扇—冲压组合发动机，并已进行了高空模拟试验。（撰写：侯志兴 审订：陈 光）

zuhe yaqiji

组合压气机 combined compressor 又称混合压气机。由一级或多级轴流压气机与一级离心压气机串联组成的压气机。有单轴或双轴两种形式。在小流量的发动机内，如果全部采用轴流级，则位置靠后的级会由于通道高度过小、叶尖间隙相对值过大而降低效率。较好的解决方案是在保留前面流通能力较大的轴流级的同时将这些后面级用一个增压比相当的离心级来代替。所以组合压气机是小型燃气涡轮发动机压气机的主要形式。组合压气机的轴流级与离心级之间，流道可以紧接或经过一个曲颈段过渡。考虑到轴流级与离心级之间的匹配要求，级的设计特别是轴流压气机的设计有一些特点，例如采用壁面先抬高后下压的所谓“驼峰式”通道等。（撰写：凌天铎 审订：陈矛章）

zuida lianxu zhuangtai

最大连续状态 maximum continuous rating 发动机可以连续工作的推力最大的工作状态。在这种状态下连续工作时间不限，一般用于飞机长时间爬升和高速平飞。

（撰写：张 津 审订：陈大光）

zuida pashengjiao

最大爬升角 maximum angle of climb 飞行速度矢量与地平面间的夹角称“爬升角”，又称“航迹倾角”。飞机在作定常水平飞行时，推力等于阻力。通常在最小平飞速度和最大平飞速度之间，发动机的推力除了克服定常水平飞行的阻力外，还有一部分剩余推力可用以爬升。剩余推力达最大值时，爬升角也达到最大值，叫最大爬升角。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuida pashenglü

最大爬升率 maximum rate of climb 飞机在某一高度上以最大油门状态按不同飞行速度爬升所能获得的爬升率的最大值，称为该高度上的最大爬升率。飞机在单位时间内增加的高度(即飞行速度的垂直分量)，称爬升率，单位为m/s。最大爬升率为飞机的重要性能指标之一，对战斗机来说尤为重要。（撰写：任源博 审订：顾诵芬）

zuida pingfei sudu

最大平飞速度 maximum level speed 飞机等速水平飞行所能达到的最大速度。它是飞机的重要性能指标之一，对军用飞机尤为重要。（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuida qidong he yunxing gaodu

最大起动和运行高度 maximum starting and operating altitude 第二动力系统能正常起动及运行的最大高度。随着飞行高度增加，空气密度减小，辅助动力装置发出的功率也要减少，因而起动能力变差；又由于高空燃油雾化情况变坏，点火困难，这都会影响高空条件下的起动。目前生产的辅助动力装置已能在12000 m或更高一点的高空起动和工作。

（撰写：毛可久 审订：杨燕生）

zuida qifei zhongliang

最大起飞重量 maximum take-off weight (MTOW) 飞机起飞重量术语之一。军用飞机指在满足战术技术要求的所有构型中，起飞状态重量最大的一种构型的全机总重(含暖机和滑行中所耗燃油)。民用飞机又有最大设计起飞重量和最大允许起飞重量之分，前者指飞机起飞滑跑开始时的最大重量；后者指承制方确定、经过适航部门同意，并记录在数据表和说明书中的最大飞机重量。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuida ranyou hangcheng

最大燃油航程 full-tanks range 见航程。

zuida sheji lingyou zhongliang

最大设计零油重量 maximum design zero fuel weight (MZFW) 民用飞机按照飞机强度和适航要求限制，可用燃油和其他指定的可用介质加注之前的允许最大重量。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuida shiyong guozai

最大使用过载 maximum operational load factor 过载是指用重力的倍数表示人或物体在加速度作用下所产生的惯性力。其大小与产生加速度的外力相等，方向与加速度方向相反。通常都以重力加速度的倍数，即几个 g，表示过载的大小。受人体生理和飞机结构的限制，飞机允许出现过载的最大值称最大使用过载。（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuida tingji zhongliang

最大停机重量 maximum ramp weight 又称最大滑行重量。受起落架强度、起落架连接装置强度等限制的飞机停机时的最大重量，包括起动和滑行消耗的燃油，也即飞机在停机坪上开始滑行前的最大重量。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuida tuili

最大推力 maximum thrust 发动机油门置于最大状态位置时所产生的推力。最大推力随飞行高度、飞行速度和大气条件变化。参见最大状态。（撰写：张 津 审订：陈大光）

zuida waigua zhongliang

最大外挂重量 maximum store weight 军用飞机最大的机外装载重量(包括外挂的燃油箱、武器以及相应的悬挂、发射装置等)。当机内燃油与正常载油量相等时，最大外挂重量等于最大起飞重量减去基本使用空机重量和内部有用载荷重量。（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuida yunxu shiyong sudu

最大允许使用速度 maximum permissible operating speed 飞机正常使用情况下，允许飞行的最大速度，又称“最大使用速度”。等于或低于此速度时，飞机具有正常的强度和操纵稳定性。

（撰写：航 科 修订：任源博 审订：赵秀丽）

zuida zaizhong hangcheng

最大载重航程 full-payload range 见航程。

zuida zhuangtai

最大状态 maximum rating 发动机产生最大推力的工作状态。对于带有加力燃烧室的发动机，产生最大推力的状态是全加力状态。发动机在最大状态时，涡轮前燃气温度、转速、空气流量、各部件的气动载荷和热载荷以及加力发动机的加力温度都达到最大值，等于或接近于相应的最大限制值，故其连续工作时间受到限制，通常为 10 min（个别发动机不限制其连续工作时间），此外还限制这种最大载荷状态在翻修寿命期内的总工作时间，通常不大于发动机总寿命的 30 % ~ 35 %。最大状态用于起飞、作战、爬升以及达到最大马赫数或升限的飞行。 （撰写：张 津 审订：陈大光）

zuida zhuolu zhongliang

最大着陆重量 maximum landing weight (MLW) 飞机着陆重量的术语之一。军用飞机指着陆时着陆装置所允许承受的最大飞机重量，是着陆装置设计和检查的重要依据。民用飞机又有最大设计着陆重量和最大允许着陆重量之分。最大设计着陆重量，指由飞机强度和适航要求限制的主轮接地时的最大重量。最大允许着陆重量是由制造商确定、经适航部门同意，并写入数据表和使用说明书的飞机重量。通常，最大允许着陆重量与最大设计着陆重量相对应，但并不大于最大设计着陆重量；也可能同最大起飞重量或最大允许起飞重量相对应，例如小飞机。对于大飞机，它处于最大允许起飞重量和最大零油重量之间。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuidi anquan gaodu

最低安全高度 minimum safety altitude 保证空降、空投或回收时人员或物资安全着陆所允许的最低开伞高度。最低安全高度的确定是以人（或物）伞系统离机后立即开伞为条件，高度损失主要用于伞系统拉直、伞衣充气涨满和稳定的开伞过程以及必要的稳定下降时间。

（撰写：李久庭 审订：袁修干）

zuixiao anquan tanshe gaodu

最小安全弹射高度 minimum safe ejection altitude, minimum safe escape altitude 又称最低安全救生高度或最低弹射离机高度。能保证乘员弹射离机后安全着地、飞机相对地面的最低弹射高度。它与飞行速度、飞行姿态、弹射动力装置、稳定减速系统、弹射救生程序、救生伞性能等诸多因素有关，是衡量弹射救生系统低空救生性能的重要指标。各种状态下的最小安全弹射高度越小，低空和不利姿态下的弹射救生成功率越高。1955 年 9 月约翰 · 菲尔德于地面，以 222 km/h 速度滑跑的 MK-3 型座椅弹射试验成功，实现零高度救生。1961 年 4 月英国人W. T. 海曾用马丁 · 贝克公司火箭弹射座椅进行零—零弹射试验成功。我国国军标规定了 120 种状态的最小安全弹射高度。为降低不利姿态下的最小安全高度，应尽量缩短弹射启动到救生伞张满之间的时间，如采用信号告警装置，可以不延误弹射时机；消除抛盖的时间延迟；使用良好的稳定减速系统，尽快射出救生伞，改进救生伞性能，尽快开伞。用自动控制技术控制弹射轨迹是先进有效的方法。美国研制的立姿制导系统能使座椅自动转向天顶方向，倒飞弹射时最小安全高度只需要 15 m 。

（撰写：李 锐 高闻天 审订：袁修干）

zuixiao dianhuo nengliang

最小点火能量 minimum ignition energy 在一定条件下，用特定的方法局部加热可燃混合物，使之产生火焰并开始传播所需的最小能量。其数值主要取决于可燃混合物的物理状态（如温度、压力、当量比和流速等）、燃料的化学组成、加热的形式、加热的速率和加热源的几何形状等。可燃混合物的流速越高，压力越低，油气比偏离化学当量比越远，两相可燃混合物中液相颗粒的平均直径越大，最小点火能量越高。研究最小点火能量的目的在于确定最佳的点火系统方案，以提高系统的点火性能和可靠性，而重量又轻。现代航空燃气涡轮发动机电火花高能点火装置的储存能量为 4 ~ 12 J，在点火过程中，约 80 % ~ 90% 的能量消耗在线路上，实际用于加热可燃混合物的能量约 10 %。

（撰写：吴文东 审订：王洪铭）

zuixiao jidong sudu

最小机动速度 minimum maneuver speed 飞机在其飞行速度高度范围内，以一定的构型、重量和高度完成规定的使用任务的最小速度。此速度既关系着飞机的安全，又涉及到飞机的机动能力。

（撰写：金长江 修订：任源博 审订：赵秀丽）

zuixiao jiali zhuangtai

最小加力状态 minimum augmentation rating 加力喷气发动机产生最小加力推力的工作状态。这时主机（包括压气机、主燃烧室和涡轮）的工作状态与最大状态相同或稍低，而加力温度是最小值，以得到最小的加力推力。从飞行控制考虑，希望从不加力的中间状态到最小加力状态的推力增量尽可能小，实现此要求的困难在于加力燃烧室的喷油量过小时无法组织稳定的燃烧过程。（撰写：张 津 审订：陈大光）

zuixiao panxuan banjing

最小盘旋半径 minimum turn radius 又称最小转弯半径。飞机作正常盘旋时所能达到的航迹的最小曲率半径。在不同高度上的最小盘旋半径是衡量飞机方向机动性能的重要指标，盘旋半径越小，飞机的方向机动性能越好。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuixiao pingfei sudu

最小平飞速度 minimum level speed 在给定的飞机构型和飞行高度下，飞机能维持定常水平飞行的最低速度。最小平飞速度越小，飞机的起飞、着陆和盘旋性能越好。

（撰写：任源博 审订：赵秀丽）

zuizhong chanpin

最终产品 end-product 最终离开生产过程，进入社会消费或向国外出口的产品。例如，航空工业生产的飞机、直升机等。但在不同层次和范围，可以有不同的理解。例如，航空发动机和航空电子设备是为飞机配套用的产品，对于发动机企业和电子企业来说，已结束了自身生产过程，可以视为企业的最终产品。但从全社会角度来看，这些为飞机配套的产品，无疑属于中间产品（若是向国外出口，又当别论）。因

此，社会的最终产品，必定是企业的最终产品；而企业的最终产品，不一定是社会的最终产品。

（撰写：叶家琼　修订：金允汶　审订：张昌龄）

zuozhan banjing

作战半径　operation radius　在无风大气中，军用飞机以作战任务所需几何构型及起飞重量起飞，沿预定飞行剖面到达某一空域，完成指定作战任务后返回机场，并留有规定燃料量时，机场至该空域的水平距离。它是军用飞机的重要飞行性能指标之一。（撰写：任源博　审订：赵秀丽）

zuozhan feiji

作战飞机　combat aircraft　直接承担作战任务的军用飞机。主要包括：战斗机（歼击机）、攻击机（强击机）、轰炸机和战斗轰炸机，此外，还包括一些具有发射反辐射武器能力的电子战飞机、具有反舰/反潜能力的海上巡逻机和反潜机等。武装直升机从理论上来分类，并不属于飞机；但人们经常使用的作战飞机概念，一般也把武装直升机包括在内。

（撰写：赵群力　审订：顾诵芬）

zuozhan feixing chengxu

作战飞行程序　operational flight program (OFP)　实现军用飞机飞行和作战等使命功能的计算机软件的总称。它分布在军机航空电子系统的各个分系统中。作战飞行程序一般包含两大部分，即实时执行软件（参见机载计算机实时执行软件）和应用软件。应用软件分为面向任务和面向传感器的两类。面向任务的应用软件实现驾驶员命令响应、系统模式控制、显示数据处理、火控计算、导航计算等功能。面向传感器的应用软件实现大气数据处理、雷达信号处理、导航平台管理等功能。（撰写：陆荣国　审订：陈若玉）

zuocang TV chuanganqi

座舱 TV 传感器　cockpit TV sensor　安装于飞机驾驶舱和座舱内的电视摄像装置。它为座舱图像记录器提供所要记录的图像信号。（撰写：伍奇贤　审订：蒋有达）

zuocang anquan huomen

座舱安全活门　cabin safety valve　又称座舱外释压活门。防止座舱内外压差过大造成座舱破坏的装置。当座舱压力调节器的压差控制失灵，座舱压差升至安全活门工作压差（一般为座舱额定压差的 1.15～1.20 倍）时，安全活门开启工作，座舱内的空气通过安全活门排往机外，避免座舱压差继续升高。它由压差敏感元件、给定元件和执行机构等组成；按控制指令信号的不同，可分为直接式和间接式。直接式结构简单，适用于座舱供气量较小的飞机。间接式结构复杂，适用于座舱供气量较大的飞机。间接式气动座舱安全活门一般都和座舱负压活门、座舱应急卸压活门或座舱排气活门组合在一起。

（撰写：赖均禄　审订：袁修干）

zuocang beiyong yibiao

座舱备用仪表　cockpit standby instruments　指飞机座舱仪表电子化后仍保留下来作为应急备用的一部分机电式传统仪表。现代化飞机已主要依靠电子飞行仪表系统（EFIS）、平视显示器、头盔显示器、多功能显示器、显示控制单元（CDU）等完成飞行、导航及使命任务。这些电子化仪表虽然可靠性不断提高，且可互为备份，但大部分现代化驾驶舱和座舱仍然保留某些机电式传统仪表，如指引地平仪（ADI）、水平情况指示器（HSI）、气压高度表、升降速度表、空速表、机械航空钟、发动机仪表等，作为应急备用或参数读数的确认。

（撰写：吕宗祺　审订：陆润生）

zuocang fenli

座舱分离　escape with module　应急时利用分离座舱将乘员迅速脱离失事飞行器而获救的救生方法和过程。分离座舱常采用弹射方式脱离失事飞行器。分离座舱是弹射救生系统的一种类型。1964 年美国 F-111 飞机使用分离座舱，实现了座舱分离救生。它适用于高速军用战斗机和航天飞机，具有舒适的全保护环境，有效防护高速气流吹袭及高空环境对人体伤害，并且具有较高的高空、高速救生能力，但结构复杂、重量大、成本高，目前使用不广。

（撰写：高闻天　审订：袁修干）

zuocanggai

座舱盖　canopy　小型飞机上，位于驾驶舱上方的可打开舱盖。它由有机玻璃及金属框架组成。透明的风挡尺寸及形状由前视界清晰度、光学无畸变和阻力要求综合确定。风挡要有一定的抗飞鸟撞击强度，军用飞机的还应该具有防弹击功能。（撰写：冯元生　审订：赵秀丽）

zuocanggai paofang shiyan

座舱盖抛放试验　canopy jettison test　研究和鉴定座舱盖抛放和救生装置弹射之间的协调可靠性、座舱盖运动轨迹和对驾驶员影响的一种试验。试验主要在火箭滑车上和模拟座舱上进行。一般用电操纵或自动控制的方法进行抛放，用高速摄影机或电影经纬仪拍摄抛放过程和座舱盖运动轨迹，并用其他测试仪器记录有关试验状态等参数。这种试验对试验机有很大的危险性，故不在空中进行。有的弹射救生系统采用穿盖弹射的方式或用微型爆破索破盖方法，则无座舱盖抛放问题，但需进行穿盖弹射试验或座舱盖破盖试验，来研究和鉴定穿盖和破盖的效果、对驾驶员的影响以及和弹射的协调可靠性。（撰写：丘平　审订：袁修干）

zuocang gaodu

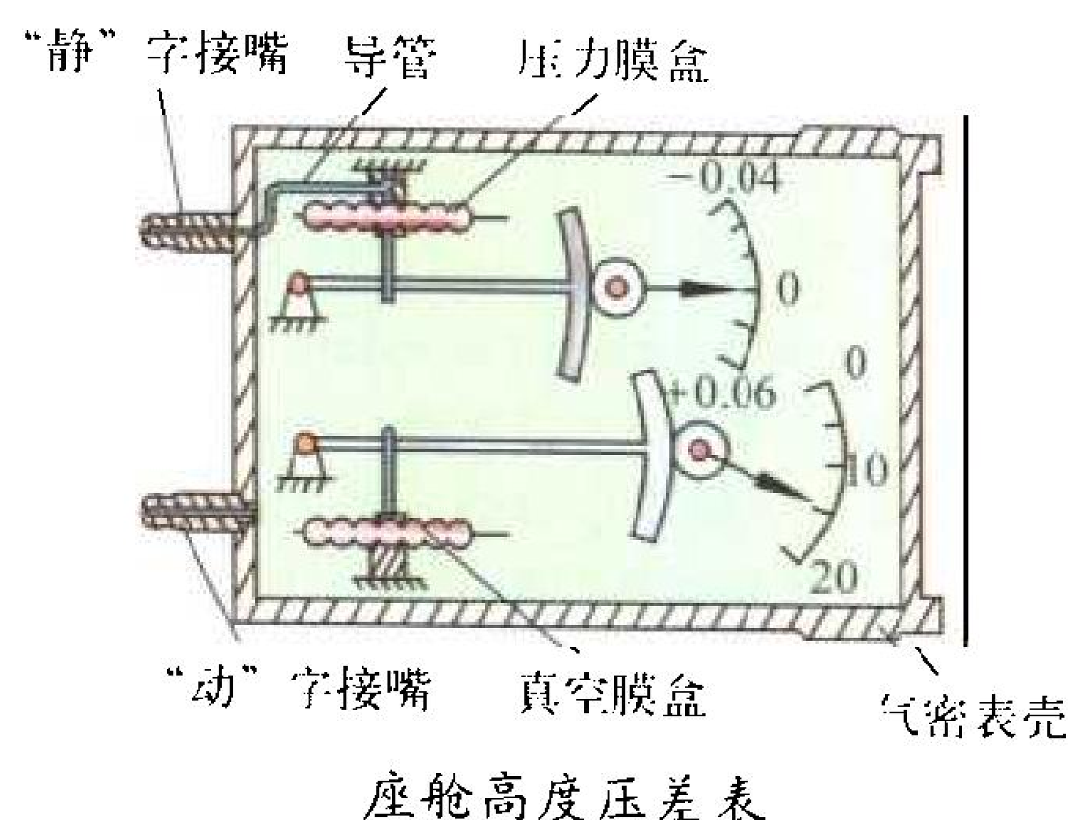
座舱高度　cabin altitude　又称座舱气压高度。座舱压力所对应的标准大气高度。座舱高度的限定范围视飞机类型而异。旅客机的座舱高度，一般不超过 2400 m，也有主张不超过 1850 m 的。续航时间大于 4 h 的军用机（如轰炸机），座舱高度不应超过 7000 m。续航时间少于 4 h 的军用机（如歼击机），座舱高度不应超过 8000 m。

（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

zuocang gaodu yachabiao

座舱高度压差表　cabin altitude and pressure difference gauge　用来测量气密座舱里的气压所对应的气压高度，以便于及时使用氧气；测量气密座舱内外压力差，以便正确调节座舱增压设备，使座舱内外压差保持在安全的工作范围内的仪表。座舱压差表常和座舱高度表组合在一个表壳内，各自独立工作，其原理见图。真空膜盒和开口（压力）膜盒分别是座舱高度表和座舱压差表的敏感元件，这两个膜盒装在同一个气密

表壳内，表壳内腔通过注有“动”字接管嘴与座舱气压相通，而开口膜盒内腔通过导管注有“静”字接管嘴与飞机静压系统相通。因此，真空膜盒所测量的是座舱内的气压高度，而开口膜盒所测量的是座舱内压力与大气静压力之间的压差。两个膜盒感受到的压力，均变为各自的小线位移，都经过传



座舱高度压差表

动放大机构带动各自的指针，在刻度盘上分别指示座舱高度和气密座舱内外压力差。（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

zuocang gongqi canshu

座舱供气参数　parameters of cabin air supply　座舱空气分配系统入口处的供气流量(kg/h)、供气温度(℃)、供气湿度(含湿量，克水蒸气/千克空气)3个参数。座舱供气流量(又称座舱供气量)是根据座舱增压、通风换气和座舱热载确定的。座舱增压要求的供气量等于座舱压力调节器排气活门的调节流量加座舱不气密部位的泄漏量。座舱通风换气要求的供气量要保证舱内空气的新鲜和清洁。座舱热载荷确定的供气量要保证在各种飞行条件下的舱内温度和温度梯度满足规定要求。显然，设计时选取的座舱供气量应为以上3种要求供气量的最大值。供气温度和湿度根据系统和通风对象(座舱或设备)的不同、热载荷大小和设计规范的要求来确定。供气量的调节和限制，分别通过流量调节器和流量限制器来实现。供气温度由温度控制系统及其他装置进行调节和限制。供气湿度一般只作限制性除湿，而不进行控制。

（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

zuocang huayin jiluqi

座舱话音记录器　cockpit voice recorder (CVR)　具有坠毁幸存能力的机载音频记录设备。它专门用于实时接收和记录来自安装在飞机驾驶舱内的话音监控器和座舱内的麦克风传送的话音信息。记录时间不少于30 min/通道(一般记录4个通道信号)。所记录的话音信息必须是清晰可辩的和完整的，并且能够被安全可靠的保存下来。所记录的语音信息经地面回放与分析系统还原后，可为飞行训练考核、调查分析飞行事故原因提供依据，能应用在各种军民用固定翼飞机和旋翼机上。（撰写：伍奇贤　审订：蒋有达）

zuocang kongqi huanqi cishu

座舱空气换气次数　times of cabin air exchange　为使飞机座舱内空气新鲜和清洁，在单位时间(小时)内，保持舱内新鲜空气有一定的容积的换气次数。其定义为

$$\text{座舱空气换气次数} = \frac{\text{座舱供气流量}(m^3/h)}{\text{座舱容积}(m^3)}$$

显然，座舱空气换气次数愈多，舱内空气清洁和新鲜程度愈好，但座舱供气流量增加会使飞机性能代偿损失增加。根据人体生理卫生标准制定的座舱空气换气次数为25～30次/h。

（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

zuocang liuliang kongzhi xitong

座舱流量控制系统　cabin flow control system　将供入座舱的空气流量控制在规定范围内，以满足座舱增压、通风换气和热力状态要求的成套设备。控制方法有：(1)节流法：在引气系统中采用绝对压力调节器与临界文氏管组合的流量调节装置，是既简单又比较普遍采用的一种座舱流量控制系统；也有在座舱供气管道中设置文氏管的，这对制冷系统有较大影响；(2)改变供气增压器转速法：用装在座舱供气管道中的文氏管的压差来控制座舱离心式供气增压器的转速，从而改变供气流量，满足座舱对空气流量的要求；(3)在座舱供气管道中设置流量传感器：将感测到的进入座舱的空气流量信号送给流量控制器，与座舱流量给定值信号比较，并发出指令，调整处于上游的流量控制活门的开度，最终使供入座舱的空气流量符合要求。前一种流量控制方法简单易行，多用于战斗机；后一种方法技术先进，性能优越，多用于大中型旅客机等。

（撰写：黄明德　审订：袁修干）

zuocang ludian

座舱露点　cabin dew point　飞机飞行时，使靠近座舱内表面的空气湿度达到饱和状态的最高舱内空气温度。取决于飞行环境气温、座舱高度、舱内气温、乘员产生的湿气及进入座舱空气中的湿气总量。飞机自高空作下降飞行，或由冷区域飞入暖区域时，当风挡透明区内表面的温度低于座舱内空气的露点但高于0℃时会结雾，低于0℃时则结霜。为此，飞机上备有风挡防雾设施(参见*风挡防雾系统*)，为驾驶员提供所必需的前向视野条件，从而保证飞行安全。

（撰写：陈明生　审订：袁修干）

zuocang rezaihe

座舱热载荷　cabin heat load　气动热、太阳辐射热、舱内乘员及电子设备等热源通过对流、辐射和导热等传热方式，在单位时间内传给舱内空气的热量。稳定状态下座舱空气所得的净热流称座舱稳态热载荷；非稳定状态，座舱空气所得的净热流称座舱瞬态热载荷。座舱热载荷是确定空气调节系统调温设备容量的依据，又称座舱空气调节载荷。现代飞机往往在变化很大的环境条件下工作，所对应的座舱热载荷大小也就不同。从保证舱内人员舒适性出发，应选取各种飞行条件下座舱热载荷的最大值，作为确定空调系统容量的依据。对于飞行速度和高度变化不大、巡航时间较长的飞机，如旅客机、运输机等通常以稳态热载荷的最大值作为空调系统容量的设计依据。对于飞行速度和高度变化快、稳定状态难于出现的飞机，如战斗机等，应以稳态热载荷和瞬态热载荷的最大值作为空调系统容量的设计依据。以瞬态热载荷作为空调系统的设计参数时，应同时考虑其所引起的舱温变化作用时间长短对乘员的影响。

（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

zuocang rezaihe moni shiyan

座舱热载荷模拟试验　cabin heat load simulated test　在试验室模拟飞机各种飞行状态下热或冷环境对座舱及其环境控制系统影响的试验。其目的是：(1)确定座舱的热载荷(包括

瞬态热载荷和稳态热载荷）及其主要影响因素；(2) 研究座舱绝热层及空气分配系统的设计和布局。热模拟技术主要指对座舱蒙皮加热或冷却及其控制技术，如辐射（常用）或对流换热加热，机械式制冷或消耗性冷却剂制冷等。模拟试验，同时要考虑舱内载热体等影响的因素。

（撰写：李岐峰 审订：袁修干）

zuocang sanwei dixing xianshi

座舱三维地形显示 three-dimensional cockpit terrain display 在飞行主显示器上提供直观、逼真的三维（3D）地形景像显示。它能够提高任务过程中驾驶员对地形状况的知晓性，最大限度减少近地（或贴地）飞行的事故概率。座舱三维地形显示通常采用预先设置的地形数据库、实时采集的导航信息，利用先进的图像处理技术和算法，实时生成逼真的三维地形图，并提供直观的显示。同时，根据任务需要通过采集飞机高度信息，可实时生成等高线图和色带图。等高线图为驾驶员提供相对高度指示，色带图则直观显示了飞机近地告警信息。通过以上手段不仅提高了驾驶员的地形知晓性，而且为飞机（固定翼或旋翼飞机）实现贴地飞行提供了可能。

（撰写：王金岩 审订：陆润生）

zuocang shengxue sheji

座舱声学设计 acoustic design of cabin 满足声学要求的座舱设计，包括座舱空间的声学设计和座舱结构的降噪设计。通常由设计标准给出舱内的声学要求，如舱内声场的均匀一致性，舱内不同站位的噪声总声压级的控制值和语言干扰级的限制值等。具体设计时需满足：(1) 座舱结构本身应具有良好的隔声功能，以排除或隔绝舱外噪声向舱内的透射（见*隔声结构设计*）；(2) 具有良好的吸声减噪能力，以获得舒适安静的声学环境；(3) 结构本身应重量轻，且满足强度和刚度要求；(4) 舱内具有良好的内装饰效果。舱内的声学分析计算可借鉴建筑工程的室内声学分析方法。

（撰写：吕国志 雷世豪 审订：何君毅）

zuocang tuxiang jiluqi

座舱图像记录器 cockpit image recorder (CIR) 具有坠毁幸存能力的机载数字式视频记录设备。其记录介质为大容量固态存储器。它专门用于实时接收和记录来自安装在飞机驾驶舱内不同位置的摄像头传送的图像信号，具有与飞机数据链连接的接口（最新的 ARINC 757 标准规定）。所记录的图像主要包括飞机驾驶舱内仪表面板和显示屏上的数据内容、座舱烟雾、驾驶员的手的动作等，信号必须是彩色的，清晰的，并且能够被安全可靠地保存下来。所记录的图像信息经地面飞行数据回放与分析系统还原后，可为飞行安全性评估、分析调查飞行事故原因提供依据。

（撰写：伍奇贤 审订：蒋有达）

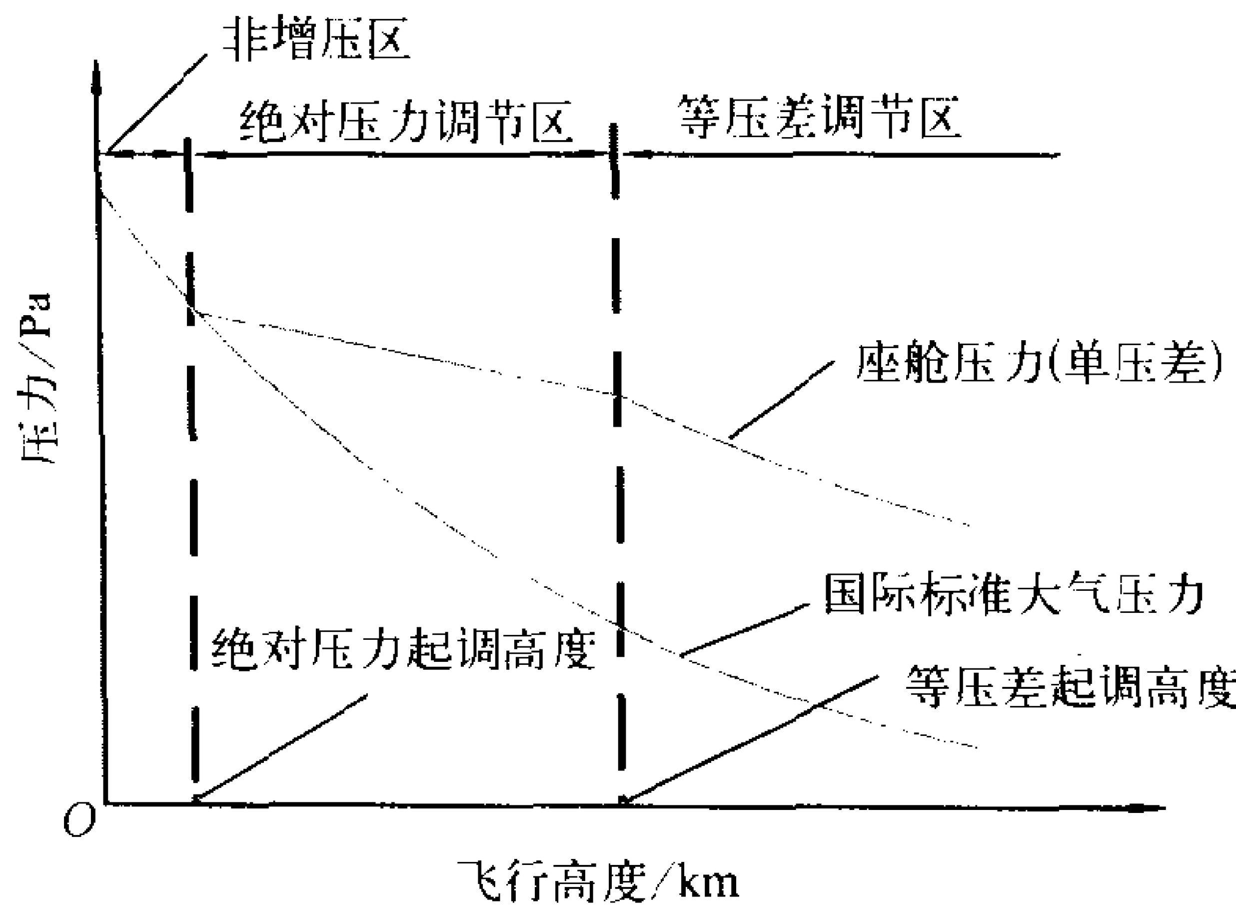
zuocang yali tiaojieqi xingneng shiyan

座舱压力调节器性能试验 cabin pressure regulator performance test 按规定条件（包括飞行高度范围及其变化率，供气流量范围及其变化率，座舱容积等），检查座舱压力调节器调节性能的试验。调节性能有稳态和动态之分，故性能试验也分稳态和动态：(1) 稳态性能试验是在不同的飞行高度和对应高度的最大最小供气量的稳定平衡条件下进行的试验，目的是测取座舱压力调节规律（又称压力制度）及静态偏差；(2) 动态性能试验是在给定的爬升和俯冲速度及供气量突变情况下进行的试验，目的是测取座舱压力随时间变化的特性，对压力调节系统（座舱压力调节器和模拟座舱构成的系统）的稳定性、调节灵敏度、精确度和压力变化速度等作出评价。压力调节器及其系统的性能试验，除飞行试验外，都在高空模拟试验设备上进行，参见*高空环境模拟试验设备*。

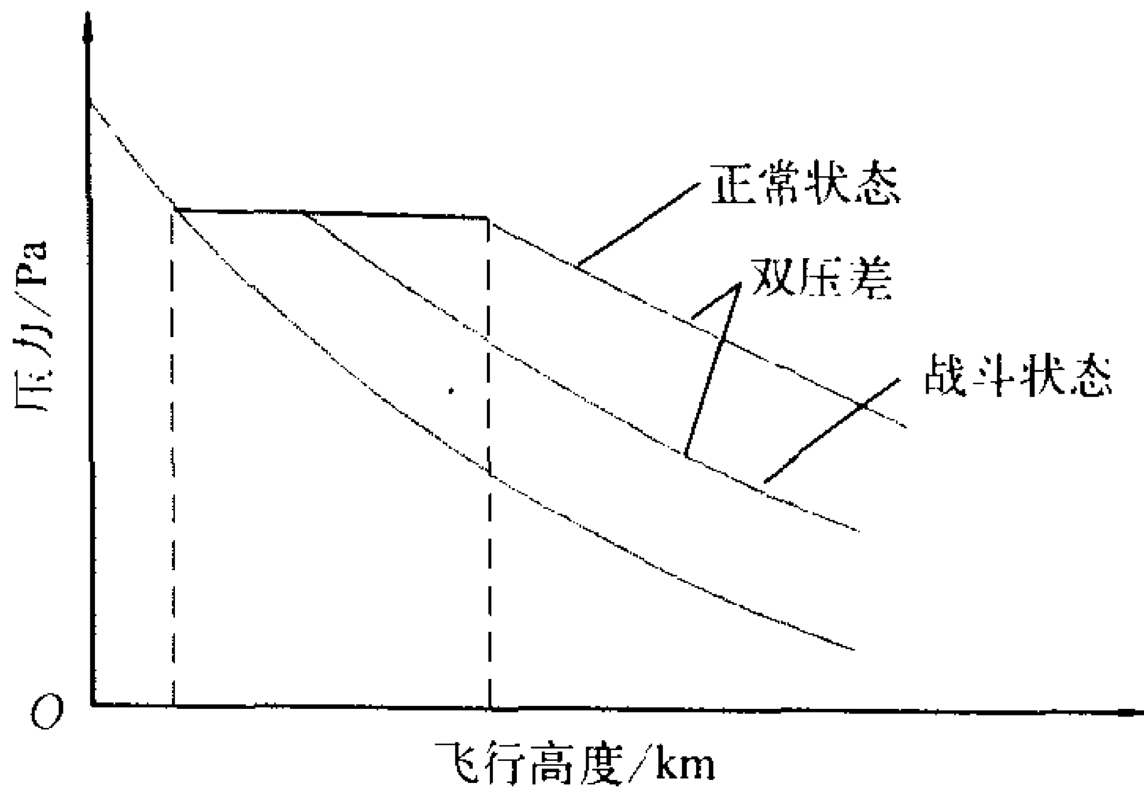
（撰写：赖均禄 审订：袁修干）

zuocang yali zhidu

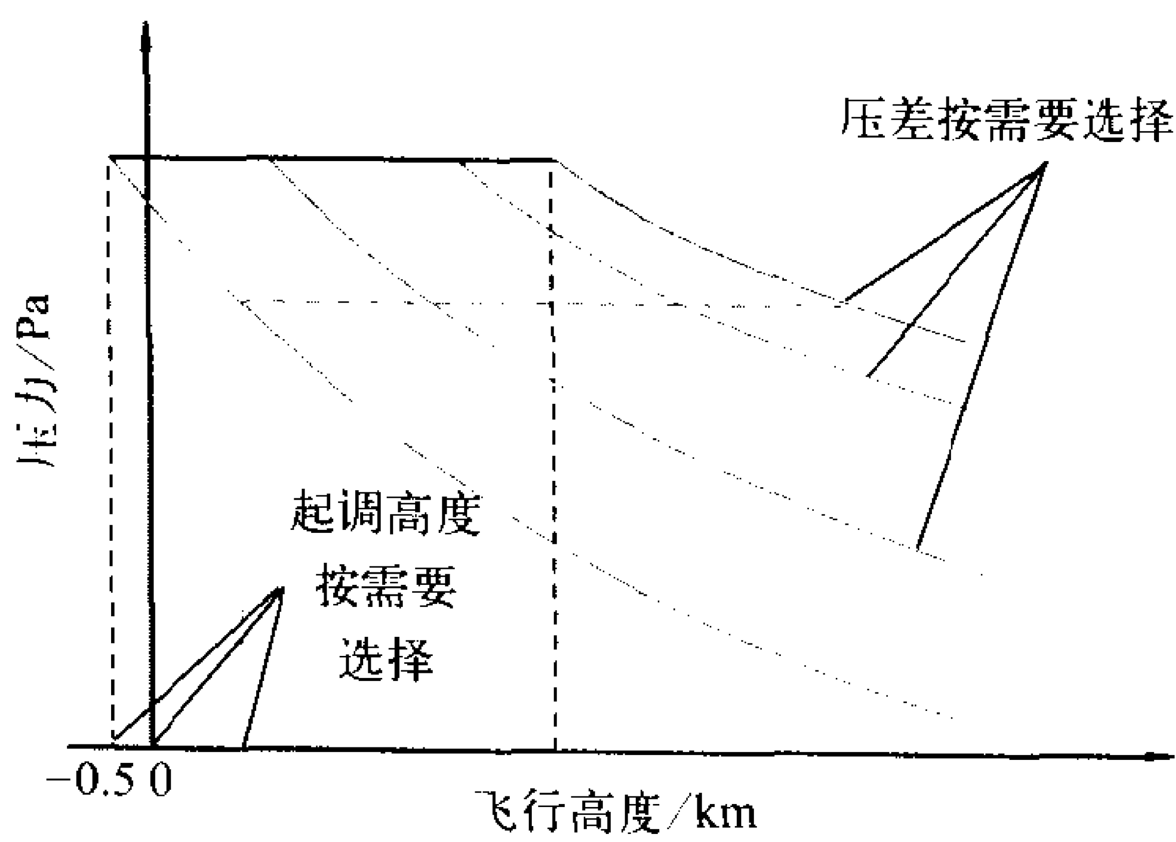
座舱压力制度 cabin pressure schedule 又称座舱压力调节规律。座舱空气压力随飞行高度变化的规律。一般分为非增压区（自由通风区）、绝对压力调节区、等压差（等余压）调节区。座舱压力调节规律系根据机种、飞行性能（升限、巡航高度、续航时间、机动性）、座舱结构强度及乘员的生理要求综合研究制定的。例如：对歼击机，在不使用加压供氧的条件下以保证驾驶员获得足够的氧分压和防止发生严重的减压症为原则；对轰炸机，为改善乘员工作条件使用双压差制度，正常飞行状态使用高压差，战斗状态使用低压差，以减



(a) 歼击机



(b) 轰炸机



(c)旅客机

典型座舱压力调节规律

轻爆炸减压对人体的损伤；对旅客机要求旅途舒适，因此在任何飞行高度上保证不使用氧气设备，还要求座舱空气压力变化速度尽可能小，其座舱压力调节系统不仅起调高度可按需要选择，而且等压差调节区的压差值也可按需要选择。

（撰写：袁修干　审订：杨燕生）

zuocang yibiao buju

座舱仪表布局　flight deck layout　驾驶舱内仪表和控制机构布置的总称。图中是20世纪80年代后期MD-11型客机的座舱仪表布局图。在正副驾驶员的正前方各有两个相同的主要仪表：主飞行显示仪和导航显示仪。仪表板中央是正副驾驶员共用的，左边是发动机显示仪，右边是系统显示仪。仪表板中下方是控制操纵台，3个飞行管理显示仪呈品字形、中间两个备份仪表，它的下方是油门操纵杆，最下方两侧是各种操纵开关和旋钮。波音777飞机座舱内，这部分装的是触敏光标控制装置和打印机。6个主仪表上方多数是飞行控制系统的开关和旋钮。它上方是观察外景的舷窗，顶部是各系统的开关和调节旋钮等。一般在驾驶员左、右两侧也各装一排开关和调节旋钮。



座舱仪表布局图

（撰写：黄俊钦　审订：王占林）

zuocang yingji xieya huomen

座舱应急卸压活门　cabin pressure emergency release valve　又称座舱紧急卸压活门、座舱应急释压活门。用以紧急卸去座舱压力的装置。在发生事故的紧急情况下，为排除座舱内烟雾或打开舱门让乘员紧急离机，首先打开座舱应急卸压活门，使座舱内空气通过活门快速排出机外，在规定时间内达到座舱内外压力平衡。座舱的卸压时间根据迅速离机的条件、座舱容积大小和乘员对减压速率的耐受能力来确定。卸压时间由卸压活门全开状态的流通面积来保证。应急卸压活门是人工操纵的快速开启活门，有电动、气动和手动之分。电动卸压活门用电动机带动卸压活门快速打开，卸去舱压。气动卸压活门大都与间接式气动座舱安全活门结合，在安全活门控制腔和大气之间设置的气压管道中，装一个控制电磁活门来实现。当需要应急卸压时，接通电磁活门电源，使控制腔快速卸压。在座舱和大气的压差作用下，使安全活门迅速打开，卸去舱压。手动卸压活门靠人手旋动丝杠或旋转手把，使平板活门或蝶形活门打开而卸去舱压。

（撰写：赖均禄　审订：袁修干）

zuocang zhaoming

座舱照明　cockpit lighting　见机内照明。

zuoyi anquandai

座椅安全带　seat harness, seat belt, seat safe strap　又称座椅安全带系统。把乘员固定在座椅上的一套绑带式约束系统。在正常飞机起飞、着陆和机动飞行时，特别是应急弹射时固定乘员，使保持正确的座姿、防止乘员脱离座椅造成碰撞损伤，防止弹射损伤，且保证人椅分离前乘员固定在座椅上。弹射座椅安全带由肩带、腰带、裆带或负过载带、快卸锁、肩带操纵系统（含惯性肩带拉紧机构、火药强制拉紧机构）、腰带操纵系统等构成。快卸锁将各带连接在一起、锁卸方便。肩带及腰带操纵机构用以调节肩带和腰带的长度和松紧。火药强制拉紧机构是保证弹射时自动快速把乘员拉向椅背并固定于座椅上。为减轻乘员负担，简化结构，目前广泛采用座椅安全带与救生伞背带合一的联合背带系统。人椅分离前起座椅安全带作用，人椅分离后起救生伞背带作用。正在研制中的缝在飞行服上的安全带，不仅结构更简化、而且能提高乘员对过载的耐受力。非弹射座椅（如旅客机上座椅）安全带仅由肩带、腰带、快卸锁组成，有的还有惯性肩带拉紧机构，用以保护乘员在飞机起飞、着陆等情况时的安全。

（撰写：徐正忠　审订：袁修干）

zuoyi anzhuangjiao

座椅安装角　seat incidence angle, incidence angle of seat　又称导轨低角。弹射座椅导轨与飞机OY（竖）轴的夹角。目前常取16°～18°。高过载弹射座椅安装角可调节（起始安装角为16°～18°，仰卧时可调至65°），乘员在座舱内可处于仰卧姿态，以提高飞机机动飞行时乘员耐过载能力。弹射前进行自动回复到起始安装角，也有的不回复，采用弹射角65°仰卧姿弹射（如人椅与座舱一起弹离飞机）。

（撰写：高闻天　审订：袁修干）

zuoyi caozong xitong

座椅操纵系统　seat control system　用以操纵座椅各功能机构（子系统）工作的系统。它由弹射手柄、弹射程序控制机构、信号传递系统等组成，为安全可靠，采用多余度设计、有自动操纵系统和手动操纵系统（应急操纵系统）。座椅子系统很多，通常有座椅调节机构、安全带操纵系统、座椅点火系统、弹射通道清除系统、惯性肩带拉紧机构、指令弹射系统、人椅分离系统、应急供氧系统、应急充气装置等。现代弹射座椅只需一次操作手柄（如提握扶手弹射手柄），即由弹射程序控制机构和信号传递系统保证自乘员操作弹射手柄后到乘员乘救生伞稳降着陆的整个过程中各分系统都按预定程序自动运行。

（撰写：徐正忠　审订：袁修干）

zuoyi dianhuo xitong

座椅点火系统　seat firing system　又称座椅打火机构。使弹射动力装置点火的操纵和传动系统。由乘员操作弹射手柄使点火系统工作。弹射动力装置点火是保证人椅系统应急离机的关键一环，一般应各有两套点火系统，主弹射点火系统（优先使用的弹射点火系统）和辅助弹射点火系统（应急使用的弹射点火系统）。按操纵点火方式分为拉出面帘机构点火、提握两侧扶手弹射手柄点火和提拉中央拉环点火。在高速飞机上，面帘机构已极少采用，常采用提握两侧扶手弹射手柄

点火作主弹射点火系统，提拉中央拉环点火作辅助弹射点火系统，以提高点火可靠性。无论何种点火方式，弹射手柄操纵力应小于 30 kg，且其一次全行程运行应保证完成所有预弹程序（如肩带强制拉紧、清除弹射通道）和弹射程序。点火操纵传递形式有机械式、燃气式、导爆管式和电气燃爆式，或两种方式组合。各种弹射试验（除真人弹射试验）常用电点火方式点燃弹射筒。（撰写：徐正忠 审订：袁修干）

zuoyi gongzuofang

座椅工作房 seat test shop 维修与存放军用飞机弹射救生座椅和有关器材的专用场所。它设在机场的飞机定检厂房附近，或与机务中队工作房合建。它有座椅维修间和器材间、资料间。座椅维修间设座椅检查工作台、座椅起吊设备和配电盘，其电压为 220 V，功率为 5 kW。器材间有临时存放座椅火箭发动机的专用柜。

（撰写：王立群 审订：姬永兴）

zuoyi tanshe xinhao chuandi xitong

座椅弹射信号传递系统 signal transmission system 将弹射操纵手柄和弹射程序控制机构等的信号或能量输送给相应的执行机构，以完成弹射救生程序的传输系统。有机械式、燃气式、导爆管式和电子线路式 4 种形式。为安全可靠，常采用多种传递形式。机械式信号传递系统一般由钢索、摇臂、拉杆、弹簧机构等组成。燃气式信号传递系统由各种燃爆弹、延时弹、燃气管路等组成。导爆管式信号传递系统由导爆管（TLX）及管路等组成。利用爆炸波（高强度压力脉冲）使执行机构工作，已在美国 S4S 弹射座椅上获得应用。导爆管的单位长度重量为 23.8 g/m，爆炸波传递速度达 1981 m/s。电子线路式信号传递系统由热电池、电子线路板、屏蔽导线和电桥点火器等组成，并与环境控制装置配套使用，由高温、高压燃气激活电池作线路电源，根据环境控制装置的信号，由电子线路板按预定救生程序使电桥点火器工作，操纵各执行机构，完成整个弹射救生程序，已在美国 ACE-II 弹射座椅上应用。机械式和燃气式传递系统布局复杂、重量大，将被导爆管式或电子线路式传递系统所代替。

（撰写：高闻天 审订：袁修干）

zuoyi tiaojie jigou

座椅调节机构 seat adjustment unit 座椅上可改变座高、坐姿、位置的机构。因座椅类型和用途不同，装置不同的座椅调节机构，如，歼击机乘员弹射座椅设置座高调节机构；轰炸机和大型运输机乘员弹射座椅不仅设置座高调节机构，且设置位置调节机构或座椅转动调节机构；旅客机乘员座椅设置椅背调节机构。按工作原理分机械式、液压式、气压式、电动式。弹射座椅座高调节机构可改变座高使不同坐高乘员都能获得良好的视界，攻击时有合适的瞄准位置。座高调节方式有，头靠架和椅盆骨架之间的机械调节（如米格-19 型弹射座椅）；整个座椅上下调节；椅盆相对座椅骨架纵梁上下调节（称椅盆升降机构）。现代弹射座椅常用电动式椅盆升降机构。座高调节范围一般为 90～160 mm。椅背调节机构是可以改变椅背角度的机构。旅客机驾驶员座椅和旅客座椅均设置椅背调节机构，满足舒适性和减少长时间飞行的疲劳。高过载弹射座椅设置椅背调节机构改变乘员坐姿（后仰姿），以提高高速机动飞行时耐过载能力。

（撰写：李锐 高闻天 审订：袁修干）

zuoyi wending zhuangzhi

座椅稳定装置 seat stabilizing device 保证人椅系统自由飞阶段具有良好姿态和稳定性的装置。因多数稳定装置具有减速作用，又称座椅稳定减速装置。人椅系统是不稳定体。座椅稳定装置产生平衡力矩，防止或减小人椅系统翻滚、保证良好姿态并迅速降低人椅系统速度，为人椅分离和打开救生伞提供良好条件，并避免乘员因翻滚而昏迷和死亡。稳定装置有稳定减速伞、稳定板、稳定绳、稳定杆、陀螺微调火箭稳定系统、达特稳定系统等，以稳定减速伞使用最广，且常同时采用数种稳定装置。采用火箭推力矢量控制及立姿自导系统也有助于保证人椅系统良好的稳定性和姿态。

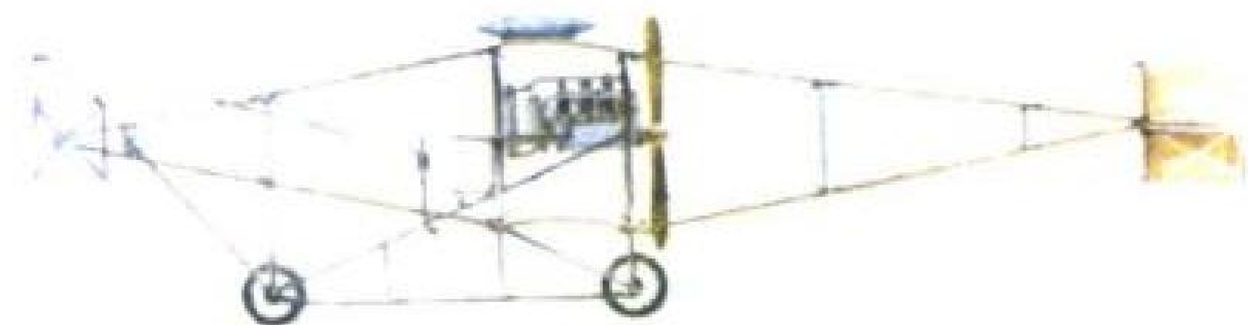
（撰写：徐正忠 审订：袁修干）

航空科技大事记

国内部分

1 1887年，华蘅芳(1833～1902)在天津武备学堂设计制造了一个直径1.66 m的氢气球，并试飞成功。这是中国人首次成功制造氢气球。

2 1909年9月21日，冯如(1883～1912)驾驶自己设计制造的双翼飞机在美国奥克兰首飞成功。这是中国人设计制造的第一架飞机。



冯如设计的飞机

3 1909年，清政府首次派出航空留学生；1917年，留学生陆续回国。其中，巴玉藻、王助、王孝丰在美国麻省理工学院获航空工程硕士学位；巴玉藻曾担任美国寇蒂斯和通用飞机公司的飞机设计师，王助担任过美国波音公司的总工程师。

4 1910年初，旅美华侨余焜和在美国研制的飞艇试飞成功。这是中国人制造成功的第一艘飞艇。

5 1910年7月，旅美华侨谭根(1889～？)设计制造的水上飞机，荣获芝加哥万国飞机制造竞赛大会水上飞机组第一名。

6 1910年8月，清政府资助刘佐成、李宝焌在北京南苑建造飞机试验厂。1911年制造了2架飞机，但试飞未成功。这是中国国内最早的飞机制造厂。

7 1913年9月，北洋政府在北京南苑创办中国第一所正规的航空学校——南苑航空学校，由秦国镛任校长，王鹗任教育长，厉汝燕为主任教官，采用法国“高德隆”式教练机，主要培养部队所需飞行员，可视作中国建立军用航空力量的开始。

8 1913年10月20日，北京南苑航空学校修理厂厂长潘世忠设计、制造并驾驶的飞机试飞成功。该机机体标有“1”号字样，是在中国本土制造成功的第一架飞机。1914年，潘世忠又制成一架装有机枪的飞机，称为“枪车”，由蒋逵驾驶试飞成功，成为中国最早装备武器的飞机。

9 1918年2月，北洋军阀政府海军部在福建马尾海军船政局设立海军飞机工程处，任命巴玉藻为主任，王助、王孝丰、曾诒经为副主任，开始试制飞机。1928年，该处改名称海军制造飞机处。海军制造飞机处是我国历史上第一个正规的飞机制造厂，成立之后的20年间，曾设计制造水上和陆上飞机16架，仿制飞机16架，其中有中国制造的第一架水上飞机“甲-1”型，1924年制造的中国第一架水上轰炸机“丙-1”型，以及鱼雷轰炸机“海鹰”号、高级教练机“江鸿”号、机翼可折叠的舰载侦察机“宁海”号等。

10 1918年3～4月，北洋军阀政府在福建马尾设立海军飞潜学校，成为我国第一所培养航空工程技术人才的学校。该校设飞机制造、造船、造机三个专业。其中飞机制造专业只培养了一届共17名毕业生。

11 1920年4月24日，中国第一条民用航线(北京—天津)试航成功，成为中国民用航空运输的开端。1929年5月1日，中国航空公司正式成立，成为中国最早的国家航空公司。

12 1923年7月，广州飞机制造厂研制的第一架双座双翼侦察教练机举行试飞典礼。试飞时由黄光锐驾驶，宋庆龄乘坐了这架飞机。试飞后，孙中山亲自命名该机为“乐士文”号，并题词“航空救国”，鼓励发展中国的航空事业。

13 1933年，上海交通大学开设了航空工程课程。1934年9月，清华大学开设航空讲座，并在机械系三年级增设航空组(1938年并入西南联大期间扩大为航空工程系)。1935年，中央大学、北洋大学设立航空工程系。随后，又有一些学校陆续增设航空课程，建立航空工程系(组)，培养飞机设计制造人才。这是现代航空进入中国高等学府的开始。

14 1934年，在著名科学家冯·卡门的建议和帮助下，清华大学机械系开始建造我国自行设计的第一座风洞。

1936年风洞建成，4月24日首次开车试运转。风洞试验段为圆形剖面，直径1.5 m；估计气流速度可达53.6 m/s；用51.5 kW (70马力)的直流电机作为动力。

15 1936年，清华大学成立航空研究所，由顾毓琇、庄前鼎分别任正、副所长，研究人员由清华大学航空系的教师和毕业生组成。南京政府曾拨款资助航空研究所在南昌建设风洞。风洞于1937年底建成，正常圆剖面试验段直径4.57 m，风速58 m/s。

16 1941年8月1日，中国航空研究院在成都成立，黄光锐任院长，隶属于航空委员会，其前身是1939年7月7日成立的航空研究所。这是中国最早的专设国家航空科研机构。抗日战争期间，该院曾研制过研教-1型、研教-2型教练机和研滑-1型滑翔运输机；其中研教-2是一种竹木结构的教练机。该院还用自己研制的层竹板制成1万多个副油箱。

17 1943年7月，延安八路军总部成立航空研究小组，由王弼任组长，常乾坤、王连、刘风为组员，正式命名为中央军委作战部空军组。

18 1946年3月1日，东北民主联军在通化建立了航空学校，又称三一部队，是中国共产党创办的第一所军事航空学校，校长由朱瑞担任。该校培养的第一批学员中，有王海、刘玉堤、张积慧等中国的空军英雄和著名的指战员。至1949年10月，共培养出各类航空技术干部560名，其中飞行员127人。这所航校对新中国空军组建和发展有重要作用。

19 1946年9月，国民党政府在南京成立航空工业局，下设五处一室，局长朱霖。局下属机构和单位有航空研究院、航空制造厂、航空修理厂和驻外机构。局属主要航空制造厂有空军第一、第二、第三飞机制造厂和大定发动机制造厂；航空修理厂有十几个；国外有驻美、驻英办事处。

20 1948年，曾任国民党空军第一飞机制造厂厂长的朱家仁研制成功“蜂鸟号”甲型和乙型直升机各一架。该机是双旋翼共轴式轻型直升机，在中国直升机历史上是首创。

21 1949年3月30日，中共中央军委在北平成立航空局，任命常乾坤为局长，王弼为政委，下设6个处。航空局的成立是新中国航空事业大规模发展的前奏。

22 1949年11月2日，中共中央决定，在人民革命军事委员会下设民用航空局，受空军司令部指导，统一管理中国的民航事业，首任局长是钟赤兵。1950年8月1日，正式开通了两条国内航线。

23 1949年11月9日，国民党政府所属的中国航空公司总经理刘敬宜、中央航空公司总经理陈卓林在香港宣布起义，脱离国民党政权，接受中央人民政府领导。这就是震惊中外的、有名的“两航”起义。起义的员工和他们带来的飞机、器材、物资成了新中国民航事业发展的重要基础之一。

24 1949年11月11日，中国人民解放军空军正式成立。首任司令员刘亚楼、政治委员肖华。同年12月1日，在前苏联帮助下建立了第一批6所航空学校，拉开了空军大规模建设的序幕。

25 1951年4月17日，中央人民政府革命军事委员会和政务院颁发了《关于航空工业建设的决定》，同时决定成立军委领导下的航空工业管理委员会，任命聂荣臻为主任，李富春为副主任。同年4月18日，中央决定在重工业部下设航空工业管理局。这些重大决策是新中国航空工业开始有计划大规模建设的标志。

26 1952年5月18日，中央军委召开会议，作出了《关于航空工业问题的决议案》，其中决定建立培养高级航空科技人才的航空院校。据此，当年10月25日在北京建立了北京航空学院。以后又建立了华东航空学院(迁至西安并与西北工学院合并成西北工业大学)、南京航空专科学校。

27 1953年5月15日，中苏两国政府签订了关于苏联援助中国建设156个项目的协议。其中有航空工业建设项目13个，包括喷气式歼击机制造厂、教练机制造厂、喷气式发动机制造厂、活塞式发动机制造厂，以及机载设备制造厂等。这些项目构成了我国航空工业发展的基础。

28 1954年7月11日，中国南昌飞机制造厂根据苏联提供的图纸制造的雅克-18(以后被命名为初教5)首飞成功。这是新中国航空工业制造的第一架飞机。同年8月，与其配套的M-11活塞式发动机在株洲试制成功。初教5和M-11制造成功，是我国航空工业从修理向制造转变的一个标志。为此，毛泽东主席曾写信嘉勉。

29 1955年9月15日，航空工业管理局正式向二机部提出《关于建设综合性航空科学研究机构的报告》。根据二机部的决定，1956年2月11日，航空科技情报研究所在北京成立；5月26日，航空材料研究所在北京成立；8月15日，飞机设计室和发动机设计室在沈阳建立。1957年1月，航空仪表设计室和降落伞设计室分别在北京和南京建立；同年7月1日，航空工艺研究所在北京

成立。这一系列航空科学技术研究和设计机构的建立，标志着中国航空工业开始从仿制向自行研制转变，是建立独立自主的完整航空工业体系的战略性决策。

30 1956 年 7 月 19 日，中国制造的第一架喷气式歼击机首飞成功，以后正式命名为歼击 5 型，简称歼 5。歼 5 是根据苏联图纸制造的高亚声速歼击机，是当时性能优良的歼击机之一。该机的试制成功，标志着中国已成为世界上少数几个能制造喷气式战斗机的国家之一。在 1958 年 9 月 24 日福建沿海空战中，人民空军用歼 5 首次击落带"响尾蛇"导弹的美制蒋机 F-86。



歼击 5 型飞机

31 1958 年 7 月 26 日，我国自行研制的歼教 1 型双座喷气教练机首次试飞成功。该机装一台我国自行研制的"喷发 1A"离心式喷气发动机，设计最大平飞速度为 840 km/h。这是新中国最早自行研制成功的喷气式飞机。歼教 1 是由我国刚刚组建的飞机设计室于 1956 年 10 月开始设计的，徐舜寿任主任设计师，经过一段时间试飞，因空军训练体制的变更而未投入成批生产。



歼教 1 型飞机

32 1958 年10月16日，中共中央决定将 1951 年成立的航空工业委员会改组为国防科学技术委员会（简称国防科委），以加强对国防科学技术研究的领导，聂荣臻任主任。1959 年 12 月 1 日，国防工业委员会（简称国防工委）成立，目的在于加强对国防工业生产的领导，贺龙任主任；1963 年 9 月 4 日国防工委被撤销。1961年 11 月18 日，中共中央决定成立国防工业办公室（简称国防工办），统管二机部、三机部和国防科委所属范围的工作，罗瑞卿任主任。1982 年国防工办与国防科委合并，成立了国防科学技术工业委员会。这些管理体制的变化，对中国航空工业和科学技术的发展产生了重大影响。

33 1958 年，在全国"大跃进"的形势下，出现了全民办航空的热潮。除专业厂、所开始研制一批新飞机之外，各地院校和非航空单位设计、制造了很多小型飞机和直升机，有轻型旅客机、运输机、农业机、靶机、滑翔机、水上飞机和直升机等多达 19 个型号。虽然部分型号进行过试飞，但大多数没有成功，给我们留下了深刻的教训。

34 1959 年 6 月 25 日，新中国第一所飞行试验研究院正式成立，隶属于一机部航空工业局。飞行试验研究院是航空研究与发展的重要基地，是自行研制飞机必不可少的飞行试验验证和定型鉴定中心。

35 1959 年 10 月 7 日，中国空军组建的第一支地空导弹部队，在北京通县地区上空用苏制萨姆-2 型地空导弹击落一架入侵的国民党空军 RB-57 高空侦察机。这是人民空军地空导弹部队首次参战，也是世界防空作战史上第一次用地空导弹击落对方的飞机。

36 1960 年 2 月 20 日，新中国第一座可供工程试验用的超声速风洞 AT-1 在沈阳建成。该风洞采用苏联图纸建造，是暂冲式风洞，试验段截面为 0.6 m × 0.6 m，具有自动探测、测量和记录设备。它为我国研制新飞机作出了重大贡献。

37 1960 年 7 月 16 日，苏联政府单方面撕毁同中国政府签订的 600 个合同，决定在 9 月 1 日之前撤走全部专家。当时，在航空工业工作的苏联专家 143 人，聘期未满，也于当年 8 月 29 日之前全部离华回国，并且带走了全部计划、图纸和资料。苏联还停止供应我国所需关键设备和重要零部件，给我国航空工业造成重大损失。

38 1960 年 12 月 27 日，中央军委发文通知，中共中央已于 12 月 20 日批准，以三机部和一机部的有关研究机构与空军、海军、通信兵部的有关机构为基础，组建航空研究院、舰艇研究院和军事无线电电子学研究院。根据中央决定，经半年筹建，1961年 6 月 30 日航空研究院正式宣布成立，代号国防部第六研究院，属国防科委领导，下设 10 个研究所，共 7000 多人。首任院长是唐延杰中将。1965 年 3 月，航空研究院与第三机械工业部合并；1988 年 12 月 9 日，航空科学技术研究院成立，隶属于新成立的航空航天工业部，副部长何文治兼任院长。

39 1963 年 9 月，中央决定将专管国防工业的第三机械工业部划分成第三、第五、第六机械工业部，分别主管航空、兵器和造船工业。1963 年 9 月 20 日，新的第

三机械工业部正式成立，孙志远任部长。这一体制上的变化意味着航空工业从航空工业局管理的规模发展为国家航空工业部。1965 年 3 月 19 日，航空研究院与三机部的合并工作完成，航空工业形成了完整的体系。

40 1964 年 2 月 20 日～28 日，中国航空学会成立大会在北京举行。来自航空航天工业部门、科研单位、高等院校、空军、海军和民航等部门的 263 名代表出席了会议。会议选出了由 104 人组成的第一届理事会，沈元当选为理事长。中国航空学会是全国性学术团体，对推动中国的航空事业和国际合作与交流起到了重要作用。

41 1965 年 6 月 4 日，我国自行研制的强击 5 型超声速强击机首飞成功。该机是 1958 年根据部队需要由航空工业局批准研制的，总设计师是陆孝彭。强 5 于 1968 年



强击 5 型飞机

开始装备部队，后来又有多种改型，并有少量出口，1985 年曾获全国科技进步特等奖。

42 1966 年 1 月 17 日，沈阳飞机制造厂制造的歼击 7 型高空高速歼击机首飞成功。随后，歼 7 生产线转移到成都飞机制造厂开始成批生产，并且进行了多种改型



歼击 7 型飞机

设计。歼 7 是马赫数为 2 一级的轻型歼击机，是中国空军 80 年代的主力歼击机，并有出口。

43 1966 年 10 月，我国自行设计的 KJ-3 自动驾驶仪在航空自动控制研究所研制成功。随后在兰州航空仪表厂投入成批生产，装备轰 5、轰 6 飞机，用以取代原来仿制的 А П-5 自动驾驶仪。

44 1966 年 12 月，我国根据苏联图纸仿制的“上游”1 号舰舰导弹设计定型。这是我国第一代舰载导弹。1964 年，南昌飞机制造厂在“上游”1 号基础上开始派生设计“海鹰”1 号海防导弹，1972 年 5 月靶试成功，1974 年“海鹰”1号岸舰导弹设计定型。“海鹰”1 号设计负责人是何文治。

45 1968 年 6 月，我国自行研制的涡扇 6（WS-6）加力式双转子涡扇发动机首次上台架试车，1980 年 10 月，性能达到设计指标，最大加力推力 12220 daN。涡扇 6 是 1964 年 10 月开始为我国新歼击机配套设计的。由于新歼击机计划的更改，涡扇 6 未能投产，1983 年停止研制。先后担任设计负责人的有吴大观、袁美芳、李志广等。

46 1968 年 12 月 24 日，我国制造的第一架中型轰炸机——轰 6 甲首飞成功。轰 6 是在苏联专家撤退、图纸资料问题很多的情况下，依靠中国自己的力量制造成功的。轰 6 有多种改型，可以携带空地导弹和核弹，是战略武器的运载工具。

47 1969 年 7 月 5 日，我国自行研制的歼击 8 型歼击机在沈阳首飞成功。歼 8 是按性能比歼 7 优秀的高空高速全天候歼击机的要求于 1964 年 10 月开始设计的。1979 年 12 月，歼 8 被批准定型投产，随后开始装备部队，并有多种改型。歼 8 是我国的主力歼击机之一，1985 年曾



歼击 8 型飞机

荣获国家科技进步特等奖。第一任总设计师是黄志千，后由叶正大、王南寿接任。

48 1970 年 12 月 25 日，我国测绘研制的运 7 飞机首飞成功。从 1984 年正式交付中国民航使用，到 2000 年已有 100 多架在航线上运营。运 7 有多种改型，1985 年获国家科技进步二等奖，是新中国第一种成功投入航线使用的涡桨支线飞机。设计总负责人是任长松。

49 1971 年，我国自行研制的为歼 8 配套的“射雷-4”雷达装机试飞。这是一部歼击机用的机载火力控制雷达，可以与机载光学瞄准具交联完成搜索、截获和跟踪目标等任务。它是由我国西南电子技术研究所自行设计的，在完成原理样机之后，转由航空研究院的机载雷达研究所继续研制。1984 年 4 月 22 日，“射雷-4”设计定型，装备全天候型歼 8 飞机。

50 1971 年 12 月 31 日，空军强击航空兵第 5 师杨国祥驾驶强击 5 型飞机执行空投原子弹的试验任务，三次投放未获成功，但带核弹顺利着陆。一周之后，1972 年

1月7日，杨国祥再次驾驶强5升空，顺利投下了受试核弹，圆满成功。强5飞机试投核弹的成功，标志着我国研制的战术核武器运载机取得成功，我军具备了战术核武器作战能力。

51 1972年5月，航空工业部就引进“斯贝”(Spey) Mk202加力涡扇发动机的专利制造许可权，开始与英国罗尔斯·罗伊斯公司接触。1975年12月，双方达成协议，合同包括购买整机和引进制造技术，总金额约1亿英镑。这是中国首次从西方引进军用产品及其制造许可。1980年初，中国制造的2台“斯贝”Mk202(中国编号涡扇9)在英国的高空试车台进行了一系列试验，技术指标全部合格。

52 1974年12月25日，我国测绘研制的运8飞机首飞成功，1980年1月设计定型，1985年获国家科技进步一等奖。运8是能满足军用和民用多种要求的中型涡桨运输机，有多种改型，除我国使用外，还有少量出口。设计总负责人是郑作棣，改型总设计师是徐培麟。

53 1976年4月3日，新中国自行研制的水轰5飞机在湖北漳河水库首次水上试飞成功。该机是根据海军的要求，于1968年开始研制的水上轰炸机，可以执行海上侦察、巡逻、搜索、反潜等任务，1986年服役。水轰5的研制成功使中国成为少数几个生产水上作战飞机的国家之一。水轰5飞机曾于1987年获国家科技进步一等奖，设计负责人是王洪章。



水轰5飞机

54 1980年9月26日，我国上海研制的亚声速四发喷气式中远程客机运10首飞成功。研制工作是根据中央领导人的指示于1970年8月开始的。运10是参照美国联邦航空局(FAA)的相关标准设计的，代表着我国民用飞机工业的水平，世界上只有少数几个国家能够研制这样的大型飞机。总设计师是马凤山。



运10中远程客机

55 1984年，北京航空学院高歌、宁榥、曹明骅发明的“沙丘驻涡(BD)火焰稳定器设计原理和方法”获国家发明一等奖。这项成果对改进航空发动机的设计，提高性能有重要作用。

56 1984年6月12日，由六〇一所设计、沈阳飞机制造公司试制的歼8Ⅱ型飞机首飞成功。它是根据空军的要求，在歼8飞机的基础上研制的。歼8Ⅱ型改为两侧进气，改进了武器系统和发动机，具有全天候拦射作战能力和更加优良的性能，于1988年设计定型并装备部队。总设计师是顾诵芬。



歼8Ⅱ型飞机

57 1985年12月11日，由中国直升机设计研究所和昌河飞机制造厂研制的直8型直升机首飞成功。这是一种性能优良的多用途水陆两用的中型直升机，1989年交付海军航空兵服役。直8的研制成功代表着当时中国直升机的设计和制造水平，曾荣获1987年国家科技进步一等奖。



直8型直升机

58 1988年7月5日，根据国务院的决定，航空航天工业部在北京正式成立，林宗棠任部长。与此同时，原航空工业部和航天工业部撤销。这是航空航天工业组织管理体制的重大变动。

59 1988年12月8日，我国自行研制的歼8验证机模拟式纵向4余度电传操纵系统首飞成功。这是国产

飞机首次实现电传操纵飞行，是飞行控制技术的重大进步。模拟式主动控制技术的试验成功，是重大阶段性成果，为实现数字式电传操纵奠定了基础。

60 1988年12月14日，我国自行研制的超声速歼击轰炸机"飞豹"首飞成功。1998年11月，在珠海航展期间首次公开亮相；1999年10月1日，50周年国庆节编队飞过天安门接受检阅，备受瞩目。该机荣获国家科技进步特等奖，总设计师是陈一坚。



"飞豹"歼击轰炸机

61 1990年6月20日，中国研制生产的运12多用途运输机机获得英国民航局（CAA）适航证；1995年3月，运12Ⅳ型又获得美国联邦航空局（FAA）的适航证，开中国飞机获国际权威适航机构认证之先河。自1986年投产以来，运12已出口100多架，销往20多个国家和地区，是中国出口量最多的运输机。1999年12月23日，中国航空技术进出口总公司又一次订货100架运12，准备陆续销往国外。总设计师是卢开仁。

62 1990年11月21日，中国洪都航空工业集团与巴基斯坦航空综合公司联合研制的K-8串列双座中级教练机首飞成功。它同时可作为轻型对地攻击机使用。1992年K-8通过了技术鉴定并投入小批生产。1994年9月，首批交付巴基斯坦空军6架。1999年12月27日，埃及国防部与中国航空技术进出口总公司签订了合作生产80架K-8E的合同，总金额达3.45亿美元。根据中国空军的要求，洪都航空工业集团在K-8基础上研制了适合中国使用的教练机JL-8。总设计师是石屏。

63 1993年6月26日，中国航空工业总公司成立，朱育理任总经理。航空工业总公司是国务院直属的全国性大型工业公司，是从事科研、生产、经营活动的全民所有制企业，下辖200多个企事业单位，56万员工。与此同时，原航空航天工业部的建制被撤销。此举表明，航空工业进入社会主义市场经济轨道，是中国航空工业发展历程中的重要标志。1999年7月，根据国务院的决定，中国航空工业总公司改组为中国航空工业第一集团公司和中国航空工业第二集团公司，刘高倬、张彦仲分别担任第一、第二集团公司总经理。

64 1994年12月22日，中国直升机设计研究所与昌河飞机工业公司共同研制生产的2吨级轻型多用途直11直升机首飞成功。这是我国第一个完全自行设计并成批生产的直升机。经过严格的试验和试飞考核，1996年12月直11通过了技术鉴定，2000年12月被批准设计定型。1997年直11投入小批生产，1998年9月交付陆军航空兵使用。2001年4月，直11又通过了中国民航适航部门的审查，取得了型号合格证。总设计师是朱其宝。

65 1995年3月，我国自行研制的连续气源航空发动机高空模拟试车台（SB-101）完成了与俄罗斯ЦИАМ的Ц-4Н高空模拟试车台的对比标定试验。1995年11月，SB-101通过了国家验收，并被评为1995年度全国十大科技成就之一；1997年获全国科技进步特等奖。这座高空台，设备安装总功率约170000 kW，可以模拟25 km以下高度、马赫数2.5以下速度的各种飞行环境，是研制高性能航空发动机必不可少的试验设备，也使中国成为世界上第5个拥有这种大型试验设施的国家。

66 1996年11月5日～10日，在广东省珠海机场举办了'96中国国际航空航天博览会。有25个国家和地区的400多家厂商参展，展出飞机96架，观众达70万人；中国航空工业部门有18架飞机和直升机参展，其中8架进行了飞行表演。这是中国政府举办的规模最大和唯一带飞行表演的航空航天博览会。

67 1997年12月20日，国防科工委空气动力研究基地新建成的2.4 m跨声速风洞通气试车成功。它是亚洲最大的跨声速风洞，标志着我国跨声速研究试验能力已进入世界先进行列，是我国独立发展航空事业的基础设施。

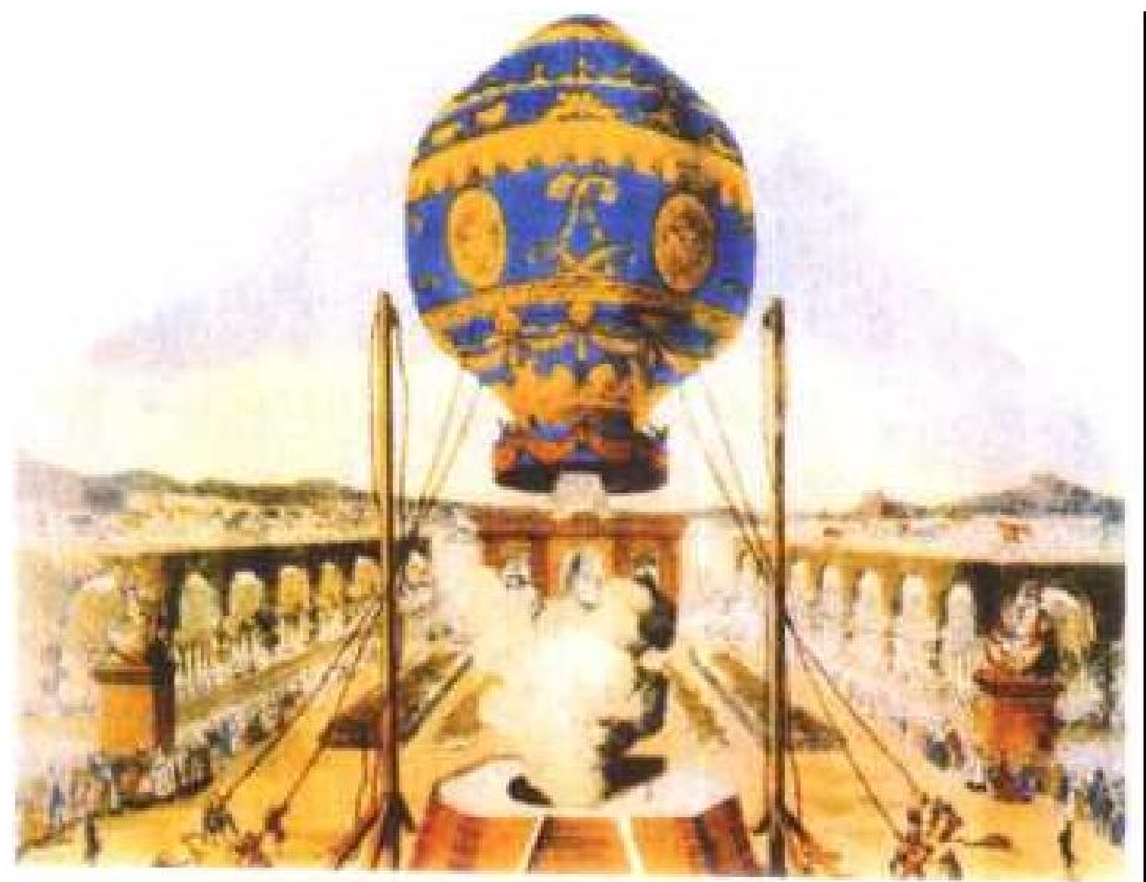
68 1999年10月1日，在中华人民共和国国庆50周年阅兵式上，有132架飞机和直升机编队飞过天安门接受检阅。受阅飞机中有轰6、歼7、歼8、强5、"飞豹"、苏-27等飞机和直9武装直升机。令世人瞩目的有"飞豹"歼击轰炸机、直9武装直升机和空中加油机。如此众多的不同型别的飞机和直升机按照严格的编队队形分秒不差地通过天安门，充分反映了我国航空科学技术和空军的水平。

（撰写：张钟林　审订：顾诵芬　谢础　王钟强）

国外部分

1 1452～1519年，意大利发明家和工程师达·芬奇(L. de Vinci)绘制了多种飞行器(包括直升机和扑翼机)草图，并于1505年写出了研究鸟类飞行的著作——《论鸟的飞行》。书中详细研究了鸟类飞行的动作以及物体在空气中运动所受的阻力，对航空科学的启蒙做出了重大贡献。

2 1783年6月5日，法国人蒙哥尔费兄弟(Montgolfier brothers)制造的热气球在巴黎升空，同年11月21日首次实现载人飞行。同年12月1日，法国人J. A. C. 夏尔(J. A. C. Charles)和他的助手M. N. 罗伯特(M. N. Robert)乘氢气球在巴黎上空飞行成功。气球的研制成功，是近代航空史上的一个重大突破，开辟了轻于空气飞行器发展的新时代。



法国蒙哥尔费兄弟制造的热气球

3 1809～1810年，英国发明家凯利(G. Caylay)分三次发表由三部分组成的论著《论空中航行》，第一次系统地讨论了重于空气的飞行器之飞行原理，为尔后的空气动力学理论的形成和发展打下了基础。他还是飞机设计的先驱，1799年他设计的飞机就有机身、机翼、水平尾翼和垂直尾翼，具备了现代飞机外形的基本特征。

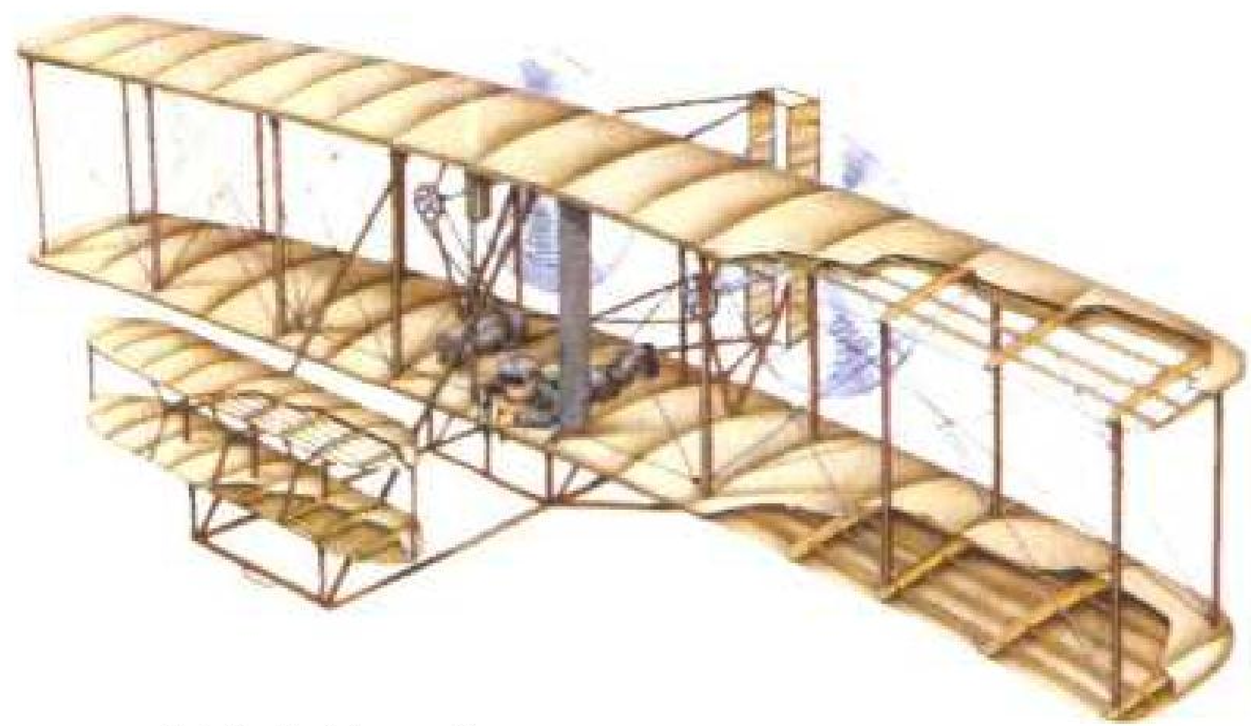
4 1852年9月24日，法国人H. 吉法尔(H. Giffard)驾驶自制的软式动力飞艇在巴黎升空。该艇以蒸汽机为动力，带动三叶螺旋桨，在巴黎上空飘行了大约28 km，是世界上最早成功的飞艇。

5 1866年1月12日，英国大不列颠航空学会成立，后改名为英国皇家航空学会(Royal Aeronautical Society)，是世界上成立最早的航空学术团体。1868年6月，大不列颠航空学会在伦敦水晶宫举办了世界首次航空展览会。

6 1871年，英国维纳姆(F. H. Wenham)和布朗宁(Browning)建造了世界上第一座风洞。风洞试验技术的发明是空气动力学研究和飞行器设计的基础。风洞的发明是航空科学技术进步的重要标志。

7 1896年8月9日，德国的飞行家李林塔尔(O. Lilienthal)在滑翔机飞行试验中摔伤，次日死于医院。他在牺牲之前的6年时间里飞行2000多次，是发明飞机的勇敢探索者，也是世界上第一个驾驶重于空气飞行器的牺牲者。他曾详细研究过鸟类的飞行，著有《鸟类飞行：航空的基础》，是世界著名的航空先驱。

8 1903年12月17日，美国人威尔伯·莱特和奥维尔·莱特(W. Wright & O. Wright)兄弟研制的、装8.9 kW (12 hp)内燃机的双翼机“飞行者”号(Flyer)，在北卡罗来纳州的幼鹰(Kitty Hawk)海滩试飞成功。由奥维尔·莱特驾驶的这架飞机首次升空飞行了12 s，飞行距离36.5 m；同一天又进行了3次试飞，成绩最好的一次是威尔伯·莱特驾驶飞行了59 s，飞行距离260 m。这次试飞实现了载人的、有动力的、可操纵的重于空气飞行器的持续飞行。莱特兄弟被世界公认为飞机的发明者。



美国莱特兄弟的“飞行者”飞机

9 1910年3月28日，法国人H. 法布尔(H. Fabre)制造并试飞成功世界上第一架水上飞机。当时，他是从法国马尔提格一个湖面上起飞的，飞行500 m后降落。水上飞机的发明，开辟了飞机新的生存和发展空间。

10 1910年11月14日，美国人E. B. 伊利(E. Ely)驾驶寇蒂斯飞机从“伯明翰”号巡洋舰上起飞，成为世界上第一个完成舰上起飞的飞行员。1911年1月18日，还是E. B. 伊利又完成了驾驶飞机在“宾夕法尼亚”号巡洋舰上降落，这是世界第一次飞机着舰成功。伊利的舰上起落试验成功为舰载飞机和航空母舰的诞生扫清了障碍。

11 1911年10月22日，意大利飞行员皮亚查上尉(C. Piazza)驾驶“布莱里奥”式单翼机从利比亚的黎波里市飞到阿齐齐亚，对土耳其军队进行侦察。这是飞机首次在战争中使用。同年11月1日，意大利加福蒂少尉(G. Gavotti)驾驶鸽子式单翼机在北部的泰圭拉绿洲和艾因札拉乡村地区，对土耳其军事目标投下4枚各重2 kg的手掷炸弹。这是飞机实施轰炸作战的开始。1913年11月，墨西哥

上空发生第一次飞机空战。双方驾驶员在空中用手枪互相射击。以上三个战例，标志着飞机已经在侦察、空战、轰炸中应用，揭开了飞机成为重要军事装备的序幕。

12 1912年5月1日，英国设计师罗(A. V. Roe)设计制造的世界上最早的封闭式座舱飞机“阿弗罗”(Avro) F型单翼机首次试飞。其改进型“阿弗罗-504”(Avro 504)成为第一次世界大战期间最著名的飞机之一，1914～1918年共生产了8340架。

13 1912年，世界上第一架全金属单翼飞机“图巴”号(Tubavion)在法国试飞成功。1915年12月12日，德国飞机设计师容克(H. Junkers)研制的全金属单翼机“容克”J. 1首飞成功，并在第一次世界大战末期被改装成强击机服役，成为世界上最先作战使用的全金属飞机。飞机结构材料从木结构布蒙皮到全金属是飞机设计和制造技术的一大进步。

14 1915年4月，法国著名飞行员R. 伽罗斯(R. Garros)在“莫拉纳—索尔尼埃”L型单翼机的前机身上，安装了一挺向前射击的固定机枪，子弹穿过螺旋桨的旋转面射击，取得了良好的战果。为了不让子弹伤害螺旋桨，在子弹穿越的桨叶适当位置，加装滑弹钢板。同年7月，在法国发明的技术基础上，德国福克公司发明了机枪射击协调器，并被装在E. 1战斗机上投入作战。福克E. 1成了世界上第一种真正的战斗机。1917年5月，法国驾驶员又在“斯帕特”(Spad)战斗机上加装37 mm口径的机关炮，同一年，法国人还在机翼挂架上悬挂5～10枚火箭，攻击德军的侦察气球，这都是机载武器进步的重要标志。

15 1915年3月3日，美国建立了国家航空咨询委员会(NACA)。1958年10月1日，NACA正式改组成美国国家航空航天局(NASA)。它是美国政府管理和发展航空航天技术的机构，对推动航空航天事业的发展做出了巨大贡献。

16 1916年9月12日，一架由L. 斯佩里(L. Sperry)设计的“休伊特—斯佩里”(Hewitt-Sperry)遥控双翼无人驾驶轰炸机(或称飞弹)在美国首次试飞。它装一台功率为7.5 kW (10 hp)的发动机，并可携带140 kg炸弹。这架飞机的诞生，表明飞机无线电自动控制技术取得了巨大进步，可以视作无人驾驶飞机和巡航导弹的先驱。

17 1918年12月1日，苏联在莫斯科成立中央流体动力学研究院(ЦАГИ)，由H. E. 茹科夫斯基领导。这是世界上第一个此类大型科研试验机构，对推动前苏联和俄罗斯航空航天事业的发展做出了巨大贡献，创造了许多航空航天史上的辉煌业绩。

18 1919年4月19日，美国人史密斯(F. Smith)设计的可折叠的降落伞，首次由跳伞员欧文(L. Irvin)从飞机上试跳成功。试跳地点在美国俄亥俄州麦库克机场。可折叠降落伞的研制成功，是飞机救生技术的重大进步。

19 1919年6月14～15日，英国阿尔科克(J. Alcock)上尉和布朗(A. W. Brown)中尉驾驶维克斯“维梅”(Vimy)式双发轰炸机(装2台罗·罗公司制造的推力为268 kW的发动机，并经过改装增加燃油量)，从加拿大的纽芬兰岛直达爱尔兰海岸，实现了世界上第一次不着陆跨越北大西洋的飞行，全程3150 km，飞行16 h 27 min。

20 1920年，美国的“戴顿—莱特”(Dayton-Wright) R. B. 型竞赛机，成为世界上第一架具有可收放起落架的飞机。它同时也是第一架采用襟翼增升机翼的飞机，是飞机设计技术进步的标志。

21 1922年加拿大工程师特恩布尔(W. R. Turnbull)研制成功世界上第一具变距螺旋桨。这项发明对提高螺旋桨飞机的性能和效率贡献重大。

22 1923年1月9日，西班牙工程师J. 切尔瓦(Juan de La Cierva)研制的C. 4型旋翼机在马德里近郊试飞成功。他于1919年就获得了旋翼机的发明专利，经过多次试验，终于获得成功。虽然，旋翼机发展缓慢，但这项发明标志着一种新的飞行原理被人们认识和掌握。

23 1923年6月27日，美国陆军航空兵的史密斯(L. H. Smith)和里希特(J. P. Lichter)用DH.4B飞机进行空中加油实验成功。同年8月27日～28日，他们创造了飞机续航37 h 15 min 43.8 s的世界纪录，空中加油15次。

24 1927年5月20日～21日，美国飞行员林白(C. A. Lindberg)首次实现了从纽约到巴黎的不着陆单人横渡大西洋飞行成功。他驾驶的飞机是瑞安(Ryan)公司制造的单发单翼经过改装的NYP型飞机，被命名为“圣路易精神号”(Spirit of St. Louis)。这次飞行的距离是5810 km，连续飞行33 h 30 min。这一创纪录的飞行，对激发民众对航空的热情，推动航空事业的发展起了重要作用。

25 1927年，美国工程师E. A. 斯佩里(E. A. Sperry)研制成功航空陀螺仪。同年航空地平仪和陀螺方向仪装机使用，使得飞机可在黑夜或恶劣气象条件下正常飞行，是机载设备技术进步的标志。同一年，美国著名飞行员杜立特(J. H. Doolittle)在封闭座舱内完成了起飞和着陆试飞，证明利用机载仪表盲目飞行是可行的。这个成就无论对于飞机，还是对于以后的导弹发展都是至关重要的技术。

26 1929 年 8 月 8 日～29 日，德国的硬式飞艇 Z127 “齐伯林伯爵”号（Graf Zeppelin）首次完成了载客飞艇环球飞行的壮举。这艘著名飞艇从美国新泽西州出发，历时 21 d 7 h 34 min，航行 31500 km，绕地球一周后，又回到出发地。齐伯林飞艇代表着飞艇时代的技术水平，创造了飞艇发展的辉煌历史。



德国的齐伯林飞艇

27 1936 年 6 月 26 日，德国福克-沃尔夫公司由福克（H. Focke）主持研制的直升机“福克-艾切基利斯”（Focke-Achgelis）FW 61 试飞成功。它是双旋翼横列式直升机，装一台 103 kW（140 hp）的活塞发动机，两副三叶旋翼，起飞重量 953 kg。这架首次试飞空中飞行 30 s 的直升机，是世界上第一架具有正常操纵性的载人直升机。

28 1935 年 12 月 17 日，美国道格拉斯公司研制的 DC-3 型运输机（卧铺型）首次试飞成功。标准型可载客 21 人，航程 2100 km；由于价格低廉，对机场要求低，成为世界第一种能盈利的旅客机，受到航空运输公司欢迎。1939 年，全世界 90 % 的客运是由 DC-3 完成的。第二次世界大战期间被改成军用运输机（C-47）大批生产，先后生产了 13000 多架军用和民用的 DC-3。

29 1936 年，英国的一个研究小组研制成功第一台地面试验雷达（原始雷达的发明专利是 1904 年德国人许尔斯迈尔首先获得的）。1937 年，英国又研制成功机载雷达。这是电子技术在飞机上最重要的应用之一，对军用和民用飞机的应用和发展产生了极为重要的影响。

30 1937 年 4 月 12 日，英国工程师 F. J. 惠特尔（F. J. Whittle）研制的 WU 型涡轮喷气发动机进行试车，被认为是喷气发动机诞生的标志。这台发动机由单级压气机、单级涡轮和单管燃烧室组成。同一时期，德国的奥海因（H. -J. P. von Ohain）也独立研制了喷气发动机 HeS-1，并于 1937 年 3 月试验成功，但它是以氢为燃料的；以汽油为燃料的 HeS-2 喷气发动机于 1938 年试验成功。喷气发动机的发明是现代航空技术的重大突破。

31 1937 年 5 月，美国洛克希德公司用 XC-35 试验机，成功地试验了压力座舱的可行性。1938 年 12 月 31 日，世界上第一架具有增压座舱的旅客机首次试飞成功。这架飞机是波音公司研制的波音 307 “同温层客机”（Stratoliner）。

32 1939 年 8 月 27 日，装有德国奥海因（H. -J. P. von Ohain）设计的装 HeS-3B 涡轮喷气发动机的 He178 飞机首飞成功。这世界上第一架喷气式飞机的诞生，标志着一个时代——喷气时代的开始。1942 年 7 月 18 日，德国的 Me. 262A 战斗轰炸机首飞成功，成为世界上最早装备部队的喷气式战斗轰炸机。

33 1939 年 4 月 26 日，德国空军温德尔（F. Wendel）上尉驾驶的 Me109V1 研究机（当时为保密而以 Bf 109R 登记）在奥格斯堡创造了 755.138 km/h 的世界飞机速度纪录。一直到 1969 年，装有活塞式发动机的飞机才创造了 776.449 km/h 的新世界纪录。

34 1941 年 4 月 2 日，德国亨克尔（E. H. Heinkel）设计的 He280V-1 喷气式战斗机试飞，这是世界上第一架专门设计的喷气式战斗机，也是世界上第一架双发喷气式飞机。同年 5 月 15 日，英国格罗斯特公司的 E28/39 实验喷气式飞机首飞成功。1942 年 10 月 1 日，美国第一架喷气式飞机 XP-59A “空中彗星”试飞成功。德国、英国、美国分别于 1942、1943、1944 年把喷气式飞机装备部队并用于第二次世界大战。前苏联的喷气式战斗机 I-300 和雅克-15 是战后 1946 年 4 月 24 日同时首飞的。

35 1942 年 11 月 15 日，德国的 He. 219 夜航战斗机试飞成功。它是首次装备弹射救生座椅的飞机。1946 年 7 月 24 日，英国飞行员 B. 林奇（B. Lynch）首次从飞机上弹射跳伞成功，是用马丁-贝克（Martin-Baker）弹射座椅，从格罗斯特“流星”（Meteor F.3）战斗机上弹射的。这是救生技术的重大进步。

36 1944 年 6 月 15 日，英国莫斯格雷夫（J. G. Musgrave）空军上尉驾驶德·哈威兰 D. H. 98 蚊式（Mosquito）战斗机在英吉利海峡上空首次击落一枚德国的 V-1 导弹。这是世界上飞机第一次击落导弹。

37 1944 年 10 月 30 日，世界上第一架喷气式轰炸机，德国阿拉多（Arado）公司制造的 Ar 234B-2 闪电战式（bltzkrieg）双发轰炸机开始在德国空军投入使用。该机装两台涡轮喷气式发动机，原型机（Ar 234V1）于 1943 年 6 月 15 日首次试飞。

38 1945 年 8 月 6 日，美国的 B-29 远程轰炸机在日本广岛投下了第一颗原子弹；同年 8 月 9 日，B-29 轰炸机又在日本长崎投下了第二颗原子弹。这是飞机首次使用核武器作战，造成了人类历史上惨重的灾难。

39 1945 年 9 月 20 日，世界上第一架涡轮螺旋桨式飞机在英国首次试飞。该机由格罗斯特“流星”

(Meteor) 飞机改装而成，所用的 2 台发动机是英国罗尔斯 · 罗伊斯公司的 RB. 50 遄达 (Trent) 涡桨发动机。

40 1945 年，根据美国海军的要求，美国格鲁门公司把 TBM-3 “复仇者” (Avenger) 改装成空中预警机，称作 TBM-3W 。该机于 1945 年交付美国海军使用，成为世界上第一架空中预警机。以后，美国又研制了多种用于预警、指挥和战术信息传递的专用电子飞机，成为军用飞机中的重要力量。

41 1947 年 10 月 14 日，美国空军的查尔斯 · 耶格尔 (C. E. Yeager) 上尉驾驶美国贝尔公司的 X-1 研究机，首次突破“音障”。这次飞行开创了超声速飞行的新时代，是航空技术发展中的重大突破。X-1 试验机装一台火箭发动机，由母机携带到高空投放后点火飞行，当时在 12800 m 的高度上，达到了1078 km/h 的速度，相当于声速的 1.015 倍。

42 1947 年，航空工程师理查德 · 杨 (R. Young) 在实验中将玻璃纤维和环氧树脂混合在一起，得到一种性能优异的新材料，十几年后被称为复合材料。航空复合材料的发明，是航空材料发展的一次飞跃，对飞行器的发展具有深远影响。

43 1947 年 12 月 30 日，苏联米高扬设计局研制的米格-15 喷气歼击机首飞成功。在朝鲜战争中，米格-15 性能优良，屡立战功。到 1954 年停产，各型米格-15 共生产 16500 架，是世界著名的亚声速喷气式战斗机。



前苏联的米格-15 歼击机

44 1948 年 7 月 16 日，英国维克斯 (Vickers) 公司研制的“子爵”号 (Viscount) 首飞成功。这是世界上第一架实用的装涡轮螺旋桨发动机的客机。它装 4 台各为 1029 kW (1380 当量马力) 的涡桨发动机，可载客 70 人，1953 年 4 月 18 日正式投入航线使用，到 1964 年停产，共生产了 444 架，是世界上标志飞机技术进步的著名客机之一。

45 1949 年 7 月 27 日，英国德 · 哈维兰公司研制的 D. H. 106 “彗星 1 ” (Comet1) 喷气式客机首飞成功。该机装 4 台推力各为 1979.7 daN (2018 kgf) 的喷气式发动机，1952 年 5 月 2 日正式投入航线使用，是世界上最早使用的喷气式客机，标志着民用航空迈入了喷气时代。但是，1953 年 5 月 2 日一架“彗星”客机在空中解体，造成 43 人遇难，成为该机一年来的第三次空难，又令世界震惊。这个由机体疲劳引发的事故，促进了飞机疲劳理论和试验研究。因此，“彗星”式客机成为航空史上的名机之一。

46 1952 年 4 月 15 日，美国波音公司研制的喷气式战略轰炸机 B-52 的原型机 YB-52 首飞。这种装 8 台涡轮喷气发动机的远程战略轰炸机，起飞重量 220 t，最大航程可达 20000 km，共生产了 744 架。该机自 1955 年 6 月装备美国空军之后，经过不断改进改型，已经服役 40 多年，参加过多次局部战争，还在继续使用，是世界上最著名的喷气式战略轰炸机之一。

47 1954 年 11 月 2 日，世界上第一架垂直起落试验战斗机 XFY-1，在美国加里福尼亚州圣地亚哥试飞。当时，由试飞员科尔曼 (J. F. Coleman) 驾驶，首次完成从垂直起飞过渡到水平飞行，再由水平飞行过渡到垂直降落。这是垂直起落技术的重大进步。该型飞机是同年 8 月 1 日首次常规飞行的。

48 1955 年 6 月 25 日，法国达索公司研制的“幻影” I (Mirage I) 轻型截击机首次试飞。该机采用无尾三角翼布局，装两台喷气发动机，最大平飞速度可达马赫数 1.3。在“幻影” I 之后，发展了“幻影” Ⅲ战斗机、“幻影” Ⅳ 轰炸机、“幻影” 5 战斗轰炸机、“幻影” 2000 战斗机构成了世界著名的“幻影”系列。



法国的“幻影” Ⅲ 战斗机

49 1959 年 9 月 8 日，美国北美洛克威尔公司研制的高空高速研究机 X-15A，首次无动力自由飞行；同年 9 月 17 日，首次动力飞行，装一台 XLR99-RM-2 单腔可调液体火箭发动机。在 11 年的飞行试验时间里，X-15 共飞行了 199 次，探索了到马赫数 6.72 和飞行高度达 107.96 km 的飞行范围，是世界上飞得最快最高的飞机。X-15 飞行试验积累的知识和经验，为人类突破“热障”和研制高超声速飞行器打下了基础。

50 1962 年 4 月 26 日，美国研制的A-11原型机首飞成功。这是以突破“热障”为目标研制的高速飞机。

以A-11为基础发展的YF-12战斗机和SR-71A战略侦察机都是马赫数3一级的飞机。YF-12A于1963年8月7日首飞；SR-71A于1964年12月22日首飞，1966年1月7日正式服役，可在24000 m高空以马赫数3.2巡航，主要用于战略侦察。同一时期，苏联研制的米格-25截击/侦察机于1964年首飞，1969年服役。米格-25最大速度为M 3。美苏的这些技术成果，是人类攻克“热障”成功的标志。



美国的SR-71战略侦察机

51 1966年8月31日，英国的“鹞”式(Harrier)垂直起落战斗机原型机首飞，其生产型于1969年4月首先装备英国空军，主要用作对地攻击。如果从霍克公司1957年研制P.1127垂直起落试验机算起，经历了近10年的时间。其关键技术是喷口可旋转的“飞马”发动机。“鹞”式战斗机是世界上第一架实用的垂直起落战斗机，是航空技术上的重大突破。



英国的“鹞”式战斗机

52 1968年12月31日，苏联图波列夫设计局研制的图-144超声速喷气客机首次试飞；1970年5月26日达到M 2.02的飞行速度，1975年12月投入航线飞行，



“协和”(Concorde)号超声速客机

1977年11月开始载客飞行。几乎与此同时，1969年3月2日，英法两国联合研制的“协和”(Concorde)号超声速客机首飞，1970年11月4日达到M2的飞行速度，1976年1月21日首次载客飞行。图-144和“协和”号超声速客机在商业运营中并不成功，但在技术进步上是民用飞机发展史上的一次飞跃。

53 1969年2月9日，波音公司研制的世界第一架宽机身喷气客机——波音747首飞成功。该机设计上采用了世界最先进的民用客机技术，选择了性能良好的动力装置和先进的机上设备，是当时世界最大的民用客机。波音747有多种改型，共生产1000多架，仍在生产之中。目前生产的波音747-400型，起飞总重363 t，可载客400~500人，航程13000多千米，是国际航班中的主要飞机。

54 1969年6月，美国的核动力火箭发动机(NERVA)在模拟高度环境中首次进行了全功率试车。有15个反应堆进行了试验，总推力达到333.54 kN (34000 kgf)的水平，持续工作比冲达到825。这次试验也证明了核动力火箭发动机具有随意停车和再启动的能力。这次试验标志着一种潜力巨大的新动力装置诞生，是航空航天发动机技术的重大进步。由于美国70年代初取消了这项研究计划，核动力火箭发动机没有达到实用化的程度。

55 1972年7月27日，美国麦克唐纳·道格拉斯公司研制的F-15高机动性制空战斗机首次试飞，1974年11月开始服役，各型共生产了1300多架，是美国空军的主力战斗机。F-15装备了良好的电子设备、近距格斗空空导弹和超视距空空导弹，具有优秀的机动性能和空战能力，是第三代战斗机典型机种。

56 1972年10月28日，由法国、德国、英国、荷兰和西班牙政府支持的欧洲空中客车工业公司研制的A-300双发宽体客机首次试飞，1974年5月开始交付使用。由A-300改形和派生发展了A300-600、A310、A320、A330、A340等众多亚声速客机，构成了“空中客车”飞机家族，是世界上唯一能与波音客机抗衡的飞机。其中，1987年2月22日首飞的A320，是世界上第一个采用电传操纵系统的亚声速客机，是飞行控制系统技术进步的标志。

57 1977年5月20日，苏联苏霍伊设计局研制的空中优势战斗机苏-27首次试飞，1979年投入成批生产。该机具有良好的气动外形，优秀的飞行性能和作战能力，超过了美国的同类飞机，是苏联歼击机的杰出代表。苏-27的多种改型以及衍生发展的诸多型号，都具有良好的机动性和作战能力。例如，装轴对称推力矢量可调喷口

发动机的苏-37，可以完成“眼镜蛇”、“钟”形机动和“库尔彼特”小半径筋斗等高难机动动作。



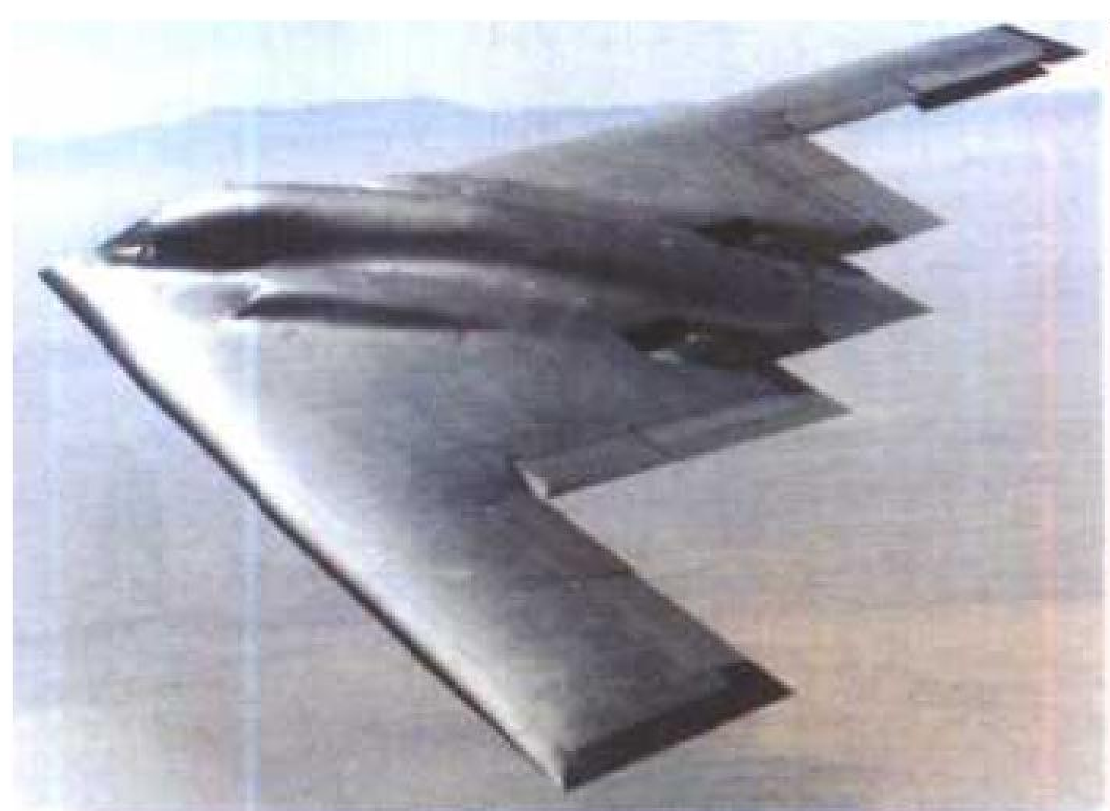
前苏联的苏-27战斗机

58 1981年6月18日，美国洛克希德公司研制的预生产型F-117A隐身战斗机首次试飞，1982年8月23日，F-117A开始交付美国空军服役，共生产了59架。这架棱角分明，外形奇特的飞机是世界上最早服役的隐身战斗机。在1989年的海湾战争中F-117A表现出色，出动1300架次，投弹2000多吨，无一损失；但在1999年的科索沃战争中曾被南斯拉夫击落一架。

59 1986年12月14日～23日，由鲁坦(D. Rutan)和耶格尔(J. Yeager)驾驶的全复合材料机体双发飞机“旅行者”(Voyager)号，完成了不着陆、空中不加油的环球飞行。这次创纪录的飞行历时9 d 3 min 44 s，航程40000 km，是对复合材料技术的重大考验。

60 1988年12月21日，苏联安东诺夫设计局研制的安-225巨型运输机首飞成功。该机翼展88.4 m，机长84.0 m，最大起飞重量600 t，最大载重能力250 t，是世界上最大的重型运输机。1989年5月13日曾背驮苏联的“暴风雪”航天飞机成功飞行。安-225是苏联超大型飞机制造能力的代表。

61 1989年7月17日，美国诺斯罗普·格鲁门公司研制的飞翼式隐身轰炸机B-2首飞成功，1993年12月17日开始交付美国空军使用，共生产了20架。B-2采用了多种隐身技术，其雷达反射截面积仅为B-52轰炸机的1/1000，是世界上第一种服役的隐身战略轰炸机，其单机成本高达22.5亿美元，也是世界上最贵的飞机。在1999年科索沃战争中，多次执行精确轰炸任务，并用来袭击中国驻南联盟大使馆。



美国的B-2隐身轰炸机

62 1997年9月7日，美国洛克希德·马丁公司研制的F-22战斗机首次试飞。它具备隐身、超声速巡航、非常规机动、多目标远距离攻击等优异性能，是美国21世纪的主力战斗机，同时也是世界上最先进的第四代战斗机。

63 1999年5日，美国由达信贝尔公司和波音公司联合研制的V-22“鱼鹰”倾转旋翼机开始服役。它标志着美国政府1981年提出的“多军种先进垂直起落飞机”计划，终于有了结果；同时也验证了把直升机和固定翼飞机技术结合起来的设计思想获得成功，是航空技术领域的一项技术突破。



美国的V-22“鱼鹰”倾转旋翼机

（撰写：张钟林 审订：顾诵芬 谢础 王钟强）

INDEX OF ARTICLES

参 考 文 献

[1] 《中国航空百科词典》编辑部主编．中国航空百科词典．北京：航空工业出版社，2000．

[2] 中国大百科全书总编辑委员会编．中国大百科全书：航空航天、力学、物理学．北京：中国大百科全书出版社，1985~1987．

[3] 《航空工业科技词典》编辑委员会编．航空工业科技词典．北京：国防工业出版社，1984．

[4] 中国军事百科全书编审委员会编．中国军事百科全书．北京：军事科学出版社，1991．

[5] 空军司令部编．空军百科简编．北京：人民中国出版社，1991．

[6] 空军装备技术部编．空军航空工程词典．北京：中国科学技术出版社，1998．

[7] 空军大词典编审委员会编．空军大词典．上海：上海辞书出版社，1996．

[8] 中国人民解放军军事科学院编译．苏联军事百科全书：军事技术．北京：军事科学出版社，1986．

[9] 大美百科全书编辑部编译．大美百科全书．台北：光复书局，1991．

[10] Larry Reithmaier．The Aviation/Space Dictionary．7th ed．TAB Books Inc., 1990．

[11] 木村秀政监修．航空宇宙词典．东京：地人书馆，1983．

[12] 中国国防科技信息中心编．最新国防科技词典．北京：解放军出版社，1993．

[13] 中国国防科技信息中心编．国防高技术名词浅释．北京：国防工业出版社，1996．

[14] 朱民光编．民航常用专业技术词汇．北京：科学技术文献出版社，1990．

[15] 栾恩杰总主编．国防科技知识普及丛书．北京：宇航出版社，1999．

[16] 王大珩，王淦昌，杨嘉墀，陈芳允主编．高技术词典．北京：清华大学出版社，2000．

[17] 国务院法制办公室编．新编中华人民共和国常用法律法规全书．北京：中国法制出版社，1999．

[18] 马联玳，刘功仕主编．中国民航小百科．北京：北京航空航天大学出版社，1992．

[19] 朱凤驭主编．民用飞机适航管理．北京：国防工业出版社，1991．

[20] 中国民用航空总局颁布．中国民用航空规章 CCAR-21-R2《民用航空产品和零部件合格审定规定》．北京：中国民用航空总局，1998．

[21] 《简明不列颠百科全书》编辑部编译．简明不列颠百科全书．北京：中国大百科全书出版社，1985．

[22] 《飞机设计手册》总编委会编．飞机设计手册．北京：航空工业出版社，1998~2001．

[23] 《科技标准术语词典》编辑委员会编．科技标准术语词典．北京：中国标准出版社，1995~1996．

[24] 金长江等编．飞行动力学——飞机飞行性能计算．北京：国防工业出版社，1990．

[25] 米里等著．直升机计算和设计：第一卷 空气动力学．北京：国防工业出版社，1977．

[26] 普劳蒂著．直升机性能及稳定性和操纵性．高正等译．北京：航空工业出版社，1990．

[27] Prandtl L, Tietjens O G．Applied Hydro- and Aeromechanics．Dover Pubs, Inc.，1934．

[28] 中华人民共和国飞行基本规则．北京：国防工业出版社，2000．

[29] Williem H Rae Jr，Pope A．Low-Speed Wind Tunnel Testing．New York：John Wiley & Sons, Inc., 1984．

[30] Pope A, Goin K L．High-Speed Wind Tannel Testing．New York：Roberte Krieger Publishing Co., Inc., 1978．

[31] 范洁川等编．世界风洞．北京：航空工业出版社，1992．

[32] 王铁城主编．空气动力学实验技术．北京：航空工业出版社，1995．

[33] 恽起麟．实验空气动力学．北京：国防工业出版社，1991．

[34] Goethert B H．Transonic Wind Tunnel Testing．University of Michigan, 1961．

[35] Sears W R．Self-Correcting Wind Tunnel．The Aeronautical J., 1974, 78 (758/759)

[36] Reed T D．Calibration of Tansonic and Supersonic Wind Tunnel．NASA CR 2920, 1977．

[37] 范洁川等．流动显示与测量．北京：机械工业出版社，1996．
[38] 盛森芝等．流速测量技术．北京：北京大学出版社，1987．
[39] 朱行健，王雪瑜．燃气轮机工作原理及性能．北京：科学出版社，1992．
[40] 周晓青，金如山等译．航空燃气涡轮发动机．北京：宇航出版社，1992．
[41] Rolls–Royce．The jet engine．4th ed．1996．
[42] 陈光主编．航空燃气涡轮发动机结构设计．北京：北京航空学院出版社，1988．
[43] 聂加耶夫 Ю Н，费多洛夫 Р М．航空燃气涡轮发动机原理(下册)．姜树明译．北京：国防工业出版社，1984．
[44] 马绍民主编．综合保障工程．北京：国防工业出版社，1995．
[45] 甘茂治等．军事装备维修工程学．北京：国防工业出版社，1999．
[46] Rolfe S T, Barsom J M．结构中的断裂与疲劳控制——断裂力学的应用．北京：机械工业出版社，1985．
[47] 徐灏．疲劳强度设计．北京：机械工业出版社，1981．
[48] 何君毅，林祥都．工程结构非线性问题的数值解法．北京：国防工业出版社，1994．
[49] 穆宁 А Г．航空声学．曹传钧译．北京：北京航空航天大学出版社，1993．
[50] 苏光基，励争编．固体力学动态测试技术．北京：高等教育出版社，1997．
[51] Thompson J M T，Hunt G W． A General Theory of Elastic Stability．John Wiley & Sons，Inc., 1973．
[52] 樊思齐．航空推进系统控制．西安：西北工业大学出版社，1995．
[53] 徐鑫福，冯亚昌．飞机飞行操纵系统．北京：北京航空航天大学出版社，1989．
[54] 黄俊钦．载人航天器仪表显示与监测系统．北京：宇航出版社，1994．
[55] 孙滨生编．世界飞机电子显示器手册．北京：航空工业出版社，1995．
[56] 黄俊钦．测试系统动力学．北京：国防工业出版社，1996．
[57] Cary R Spitzer．Digital Avionics Systems．2nd ed．McGraw–Hill Inc., 1993．
[58] 童志鹏主编．综合电子信息系统——现代战争的擎天柱．北京：国防工业出版社，1999．
[59] Robert Dell-Imagine．JTIDS：An Overview of the System Design and Implementation．IEEE PLANS 76
[60] Smith Edward G．JTIDS： An Update．American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1977．
[61] 甘本祓，冯献成．先进的电子对抗系统．北京：国防工业出版社，1983．
[62] 新航行系统编辑委员会编．新航行系统概论．北京：中国民航出版社，1998．
[63] 蔡希尧编．雷达系统概论．北京：科学出版社，1983．
[64] 黎廷璋编．空中交通管制机载应答机．北京：国防工业出版社，1992．
[65] 姚峻主编．中国航空史．郑州：大象出版社，1998．
[66] 顾诵芬，史超礼主编．世界航空发展史．郑州：河南科学技术出版社，1998．
[67] 谢础主编．世界航空航天大事记．航空知识，1983, (10)～1993, (6)
[68] 徐德康主编．国际航空，1995～1999．
[69] 刘平主编．民航经济与技术，1997～1999．
[70] 卢成文主编．世界飞机手册．北京：航空工业出版社，1994．
[71] 方昌德主编．世界航空发动机手册．北京：航空工业出版社，1996．
[72] 王祖典，韩振宗主编．世界飞机武器手册．北京：航空工业出版社，1998．
[73] 顾诵芬主编．航空航天技术(航空卷)．济南：山东教育出版社，1998．
[74] 张钟林主编．世界航空工业概览．北京：航空工业出版社，1998．
[75] 史超礼编．航空概论．北京：国防工业出版社，1978．
[76] 曾良材主编．情满航空：党和国家领导人关怀航空工业的发展．北京：航空工业出版社，1998．
[77] 夏国富，赵光华等编．世界航空航天之最．北京：航空工业出版社，1993．
[78] 王宗学等编．飞机自动飞行控制系统．北京：北京航空航天大学出版社，1993．

后 记

《国防科技名词大典》是在国防科学技术工业委员会的领导下，由科技与质量司具体组织编撰的大型国防科技工具书。航空卷作为这部辞书的组成部分，收录了航空科技名词术语3200余条，彩色图表近1000幅，约170万字。

航空卷原计划按专业内容分成14个大类，由于“航空材料”、“航空制造技术”与其他各卷有许多共同之处，为避免重复，归并于综合卷之中，因此本卷只有12大类(12个分支)。根据《国防科技名词大典》总编委会“求新、求精、优质、高效”的编撰要求，我们聘请了15位专家分别担任各分支的主编，全卷共聘请了包括两院院士在内的500余位专家参加编撰审订工作。这些专家经过多次讨论，确定了本卷的框架，根据现行的国家和行业标准，在参阅了《中国大百科全书》、《航空工业科技词典》、《中国航空百科词典》、《中国军事百科全书》、《航空学名词》、《航空宇宙词典》(日文)、《The Aviation/Space Dictionary》等国内外众多工具书的基础上，撰写了词条释文。这些释文经过同行专家和本卷编委会的认真修改、审订，最后由总编委会审核定稿。我们希望，本卷能在吸取前人经验的基础上，有所创新，力求全面覆盖航空科学技术领域的名词术语，达到标准化、规范化的目的，进而对航空科学技术的发展有所帮助，有所促进。

本卷的绝大多数词条是新撰写的；有少部分词条是在已有参考释文的基础上，根据航空科学技术的新发展进行了适当的修订；还有少量词条，由于原有释文(图表)符合本书的编撰要求，本卷进行了适当的引用。对于这些词条的作者，我们一并表示感谢。

集当代众多高新技术于一体的航空科学技术，发展迅速，新概念、新技术、新产品不断涌现，我们将对新的航空科技名词术语及时进行汇总、归纳、积累，希望广大读者提出宝贵的意见和建议。

《国防科技名词大典》
航空卷编委会
2001年12月

[General Information]
SS号=10878356